

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID



Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Grado en Ingeniería Mecánica

ESTUDIO NUMÉRICO DE LA ATENUACIÓN DEL GOLPE HIDRODINÁMICO EN CONTENEDORES LLENOS DE FLUIDO

PROYECTO FIN DE GRADO

AUTOR: Javier Martínez Rivera

TUTOR: David Varas Doval

2014

Agradecimientos

A mi tutor, David, que ha estado siempre apoyándome, durante la realización de este proyecto, gracias por la dedicación y atención que he recibida durante este tiempo.

Por otro lado, quiero dar gracias a mi familia y a las personas que han estado animándome para llevarlo a cabo.

A todos, gracias.

INDICE

CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS	6
1.1 INTRODUCCIÓN	7
1.2 MOTIVACIÓN	8
1.3 OBJETIVOS	9
1.4 ESTRUCTURA DEL PROYECTO	10
1.5 CONCEPTOS FUNDAMENTALES	11
1.5.1 DEPÓSITO DE COMBUSTIBLE	11
1.5.2 ESTRUCTURA DE UN ALA	13
1.5.3 GOLPE HIDRODINÁMICO	15
CAPÍTULO 2: ESTADO DEL ARTE	19
2.1 INTRODUCCIÓN	20
2.2 ESTUDIOS REALIZADOS	20
2.2.1 ESTUDIOS EXPERIMENTALES	20
2.2.2 ESTUDIOS NUMÉRICOS	22
2.3 MÉTODOS PARA MITIGAR EL FENÓMENO DEL GOLPE HIDRODINÁMICO	24
2.4 EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS	28
2.4.1 INTRODUCCIÓN	28
2.4.4 LS-DYNA	31
2.4.4.1 HISTORIA	31
2.4.4.2 CARACTERÍSTICAS	31
2.4.5 TIPOS DE FORMULACIONES EXISTENTES	32
2.4.5.1 FORMULACIÓN LAGRANGIANA	32
2.4.5.2 FORMULACIÓN EULERIANA	34
2.4.5.3 FORMULACIÓN LAGRANGIANA EULERIANA ARBITRARIA	34
2.4.5.3.1 INTRODUCCIÓN	34
2.4.5.3.2 CARACTERÍSTICAS	35
2.4.5.3.3 DESCRIPCIÓN DEL MOVIMIENTO	35
2.4.5.3.4 MALLADO	36
2.4.5.4 TIPOS DE UNIONES	37
CAPÍTULO 3: MODELIZACIÓN NUMÉRICA	39
3.1 DEFINICIÓN DEL PROBLEMA	40
3.2 DESCRIPCIÓN DEL MODELO NUMÉRICO	42

3.2.1 GEOMETRÍA.....	42
3.2.1.1 EL TANQUE	44
3.2.1.2 EL PROYECTIL.....	46
3.2.1.3 LOS FLUIDOS.....	46
3.2.1.4 LAS PLACAS.....	47
3.2.2 MATERIALES	49
3.2.2.1 EL TANQUE Y LAS PLACAS	49
3.2.2.2 EL PROYECTIL Y LA VENTANA DE PMMA.....	50
3.2.2.3 LOS FLUIDOS.....	51
3.2.2.3.1 EL AGUA.....	51
3.2.2.3.2 EL AIRE.....	52
3.2.3 CONTACTOS.....	53
3.2.4 CONDICIONES DE CONTORNO	55
3.2.4.1 SIMETRÍA DEL MODELO	55
3.2.4.2 INTERACCIONES FLUIDO-ESTRUCTURA.....	56
3.2.4.3 CONDICIONES INICIALES	56
3.2.5 TIEMPO DE SIMULACIÓN	57
3.3 CASOS ANALIZADOS	57
CAPÍTULO 4: RESULTADOS Y DISCUSIÓN	63
4.1 INTRODUCCIÓN.....	64
4.2 FASES DEL GOLPE HIDRODINÁMICO	64
4.2.1 FASE DE CHOQUE	64
4.2.2 FASE RESISTENTE.....	64
4.2.3 FASE DE CAVITACIÓN	65
4.2.4 FASE DE SALIDA	67
4.3 VELOCIDAD DEL PROYECTIL.....	67
4.4 PRESIONES EN EL FLUIDO.....	69
4.4.1 PRESIÓN CERCA DEL IMPACTO.....	69
4.4.2 PRESIÓN LEJOS DEL IMPACTO	70
4.5 TENSIONES	72
4.6 DESPLAZAMIENTO DE LAS PAREDES DEL TANQUE	74
4.6.1. DESPLAZAMIENTO DE LA PARED DE ENTRADA.....	76
4.6.2 DESPLAZAMIENTO DE LA PARED DE SALIDA	77
4.6.3 DESPLAZAMIENTO DE LA PARED LATERAL.....	80

4.7 EVOLUCION DE LAS ONDAS DE PRESIÓN	82
CAPÍTULO 5: CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	84
5.1 CONCLUSIONES	85
5.2 TRABAJOS FUTUROS.....	86
5.3 REFERENCIAS	87
ANEXO	90
MODELO CON CAMARA DE AIRE LEJOS DEL IMPACTO	91

CAPÍTULO 1: INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

1.1 INTRODUCCIÓN

En las aeronaves, los fallos producidos en elementos estructurales pueden tener múltiples orígenes. Un ejemplo de fenómeno, cuyos daños asociados pueden ser importantes, son los impactos a distintas velocidades de diversos elementos contra el fuselaje de una aeronave, ocurridos durante la vida útil de los componentes. Más específicamente cuando el impacto tenga lugar a velocidades muy elevadas, en cuyo caso el fallo puede ser catastrófico, siendo muy importante a la hora de llevar a cabo el diseño de los elementos.

Es complejo establecer una clasificación que contenga todos los diferentes tipos de impactos, ya que se pueden producir en diversas situaciones. Sin embargo, se pueden citar algunos ámbitos en los que está presente este fenómeno, como por ejemplo: vehículos de transporte, edificios e instalaciones, balística y explosiones. Podemos destacar, que este fenómeno también puede tener lugar como consecuencia del impacto de meteoritos o basura espacial sobre vehículos aeroespaciales.

Tratándose del sector aeronáutico, los tipos de impactos más frecuentes a los que pueden verse sometidas las aeronaves proceden de impactos derivados de condiciones meteorológicas como hielo o el granizo, impactos en maniobras de despegue y aterrizaje por distintas aves, elementos provenientes del propio avión o externos. Los elementos de un avión con más probabilidad de ser sometidos a estos esfuerzos, son los componentes estructurales del fuselaje, estabilizadores y alas.



Figura 1. 1: Impactos de granizo sobre el ala de un avión (<http://cdn-www.airliners.net>). Dcha.: Impactos de granizo sobre aeronave (www.airliners.net).



Figura 1. 2: Izda.: Impacto de aves (<http://es.wikipedia.org>). Dcha.: Impacto de aves sobre ala de avión (www.pasionporvolar.com).

Ciertas aeronaves requieren de un diseño en el que el peso sea muy reducido, por lo que el combustible suele estar alojado en tanques dentro de las alas lo que aumenta el riesgo de fallo catastrófico. Dicho fallo tiene lugar cuando el objeto impacta sobre las mismas ocasionando una pérdida de combustible que puede desencadenar graves daños en todos los elementos estructurales cercanos a las alas.

Este fenómeno es debido a que se produce una penetración de un objeto a alta velocidad en un recipiente. Dicho recipiente aloja fluido en su interior que recibe la energía cinética proveniente del proyectil provocando la propagación de las ondas de choque a través del mismo, para luego ser transmitidas a las paredes del recipiente. Este suceso tiene unas consecuencias que podemos traducir en un accidente catastrófico en el tanque de combustible y en un deterioro estructural de los elementos contiguos. Este efecto recibe el nombre de Golpe Hidrodinámico (Hydrodynamic Ram o HRAM). Podemos añadir que como consecuencia de la salida del combustible por el orificio impacto y debido a la naturaleza inflamable del combustible, este fenómeno podría desembocar en una explosión de consecuencias importantes.

1.2 MOTIVACIÓN

El Golpe Hidrodinámico está identificado como uno de los factores más importantes en la vulnerabilidad de las aeronaves, siendo el tanque de combustible, el área vulnerable más expuesta. En la guerra de Vietnam, cuando los proyectiles alcanzaron distintas aeronaves volando a poca altura se pudo apreciar que armas de pequeño calibre y automáticas eran capaces de iniciar una explosión en el tanque de combustible, provocando daños en los elementos cercanos y originando, en algunas ocasiones, la caída del avión.

A pesar de que un alto porcentaje de los fallos por impactos sobre los tanques de combustible está relacionado con los aviones militares, no sólo se limita a estos. La NASA se topó con el mismo problema cuando partículas a hipervelocidad impactaban sobre los tanques de oxígeno líquido de las naves espaciales. Tras analizar un gran número de casos se decidió instalar unos “parachoques” metálicos que cubrían los tanques. Con este sistema las partículas se fragmentaban de modo que los tanques eran capaces de soportar las cargas a las que estaban sometidos [1]. Esta solución no se puede aplicar para la protección de aviones comerciales donde los impactos se producen a menores velocidades.

Entre los años 1962-1973, los aviones comerciales fueron sometidos a un estudio realizado por el NTSB (National Transportation Safety Board), consejo en el cual participa la Federal Aviation Administration (FAA), en dicho congreso se llegó a la conclusión de que el 15% de los fallos en las turbinas de los aviones trae como consecuencia la penetración de algún componente de esta en el tanque de combustible. También se aseguró que prácticamente en la totalidad de los casos se producían escapes de combustible, siendo factible la subsiguiente combustión. Varios accidentes afectados por este suceso fueron reportados por la NTSB. En 1982, un fallo en la turbina del avión comercial A300B, causó el desprendimiento de un elemento que perforó el depósito del combustible provocando una catástrofe en el avión a raíz de la combustión. En agosto de 1984, ocurrió algo similar cuando el Boeing 737-200 tuvo un accidente fatal como consecuencia de la penetración de un fragmento del compresor en el tanque. La explosión destruyó la aeronave [2].

En ninguno de los estudios se mencionó el Golpe Hidrodinámico, sin embargo ocurrieron numerosos accidentes en los cuales a causa de un impacto a elevada velocidad se perdía combustible.

En 1990, a raíz de una serie de accidentes aéreos que venían ocurriendo desde 1979 en aviones comerciales, Federal Aviation Administration (FAA) de EEUU pone en marcha el Programa de Investigación para la Prevención de Fallos Catastróficos en Aviones. El objetivo de este programa era prevenir que se produjeran fallos severos y, si no pudieran evitarse, al menos mitigar sus efectos de modo que el avión pudiera continuar su vuelo hasta aterrizar de modo seguro sin causar víctimas. Una de las áreas de estudio de este programa fue el análisis del efecto de la penetración de pequeños fragmentos que pudieran desprenderse de las turbinas, en los tanques de combustible [3].

En este mismo periodo, en la operación “Tormenta Del Desierto”, el 75% de las pérdidas de todas las aeronaves estaban relacionadas con el sistema de combustible. Dichas pérdidas estaban ligadas principalmente a tres causas: fuego, explosión y HRAM. Las estadísticas indican que el HRAM es de lejos el más letal de estos tres [4].

Otro caso que tuvo lugar en el año 2000 y que generó un gran impacto mediático, fue el accidente de un Concorde instantes después de despegar del aeropuerto Charles de Gaulle en París con rumbo a Nueva York. El informe de la investigación apunta al impacto sobre el tanque de combustible de un fragmento de neumático, producto del reventón de una de las ruedas del tren de aterrizaje del propio Concorde, como uno de los principales causantes del accidente [5]. El reventón se produjo por un fragmento metálico presente en la pista que se desprendió del avión despegó instantes antes del Concorde. El impacto del neumático provocó la deformación de las paredes del tanque de combustible, lo que, unido a una fuerte onda de presión y probablemente a otros impactos de menor importancia, generó tensiones lo suficientemente grandes como para provocar el fallo e incendio del mencionado tanque. En la Figura 1.3 se muestra el fragmento que ocasionó el reventón de uno de los neumáticos, uno de los trozos de neumático recogidos después del accidente y el Concorde en llamas en el momento del despegue.



Figura 1. 3: Accidente Concorde (www.todanoticia.com).

1.3 OBJETIVOS

El principal objetivo de este proyecto es llevar a cabo distintas pruebas en un tanque integrado de combustible, muy similar tanto en forma como en medidas con las que puede tener en el ala de un avión real, para mitigar los efectos nocivos que pueden acarrear como consecuencia del fenómeno de Golpe Hidrodinámico.

Para conseguir nuestro propósito, se han añadido placas del mismo material que el tanque, aluminio, con pequeñas separaciones entre ellas en las que hemos alojado una cámara de aire bajo distintas configuraciones y posiciones dentro del depósito. Las condiciones de contorno para nuestra simulación han sido modelos del tanque al cien por cien de llenado, utilizando como fluido el agua y simulando un impacto de un proyectil a alta velocidad. Para calcular los distintos ensayos ha sido necesario el empleo de una técnica denominada ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian), la cual describiremos más adelante. Todos los resultados se van a comparar con los de un modelo de referencia sin placas adicionales. Este modelo ha sido anteriormente validado mediante datos experimentales y analíticos en estudios realizados por David Varas et al. Además también compraremos los resultados con los de configuraciones propuestas en otros proyectos.

Para llevar a cabo los objetivos planteados se han seguido los siguientes pasos:

- Diseño y desarrollo de todos los modelos mediante el código de elementos finitos, LS-DYNA.
- Simulación de las distintas configuraciones realizadas.
- Obtención de resultados: desplazamientos y deformaciones de las paredes del tubo así como de la presión en distintos puntos del interior del tubo, para después, realizar una comparativa entre las distintas configuraciones para comprobar si las modificaciones geométricas realizadas han sido efectivas.

1.4 ESTRUCTURA DEL PROYECTO

En esta sección que comenzará brevemente cómo se ha estructurado el proyecto, el número de capítulos en los que se divide y el contenido de cada uno de ellos.

El primer capítulo comienza con una breve introducción del tema del que tratará el proyecto, algunas de las motivaciones que han dado lugar a dicho documento, los objetivos que se persiguen en él y diversos conceptos fundamentales necesarios para la comprensión del tema que nos ocupa.

El segundo capítulo, muestran los estudios previos sobre este fenómeno tanto analíticos como experimentales que se han llevado a cabo hasta la fecha. También se incluye un apartado en el que se explica brevemente algunos de los métodos desarrollados con objetivos similares a los de este trabajo. Por último en este capítulo, se introducirá en qué consiste el mercado de los elementos finitos, las distintas formulaciones existentes, sus características, además de información sobre el programa utilizado en este proyecto LS-DYNA.

El tercer capítulo está dedicado al procedimiento empleado en la modelización de cada una de las geometrías simuladas. En él se describe la geometría de todos y cada uno de los componentes que conforman el tanque, los materiales empleados, las condiciones de contorno, etc. En el cuarto capítulo se presentan y analizan los resultados obtenidos tras llevar a cabo las simulaciones de los distintos modelos. Las variables de estudio en este proyecto son: posición y velocidad del proyectil, presiones en varios puntos del fluido y desplazamientos de las paredes del tanque.

Por último, el quinto capítulo contiene las conclusiones obtenidas tras la comparativa de todos los casos del proyecto y un apartado de posibles trabajos futuros con los que se podría continuar con esta línea de investigación.

Al final del documento se adjunta un Anexo con los distintos comandos y tarjetas empleados en el código LS-DYNA como ejemplo de uno de los casos analizados.

1.5 CONCEPTOS FUNDAMENTALES

Para poder comprender mejor el tema que nos ocupa, a continuación se van a definir algunos de los componentes más importantes que, en conjunto, forman parte de la estructura de un avión y que intervienen a la hora de estudiar el Golpe Hidrodinámico, como son: el depósito de combustible y las alas.

1.5.1 DEPÓSITO DE COMBUSTIBLE

Es uno de los elementos principales del sistema de combustible de una aeronave. Estos componentes podemos clasificarlos en cuatro tipos:

- Depósitos rígidos. Esta clase de contenedores se alojan en compartimentos expresamente diseñados para tal fin. Con frecuencia suelen estar formados por materiales metálicos. Su composición interior suele incluir deflectores o tabiques separadores, los cuales se encuentran unidos a la estructura del depósito conteniendo aberturas de pequeño tamaño con la finalidad de que el fluido interior pueda circular a través de las distintas celdas de combustible. Su principal misión es reducir la libre circulación de combustible en posibles oleadas. Otra cualidad es la capacidad de ser desmontados para facilitar las tareas de mantenimiento o revisión de componentes. Se pueden apreciar los distintos elementos que conforman esta clase depósitos en el ejemplo descrito a continuación.



Figura 1. 4: Depósito rígido (www.mercadoracing.org).

- Depósitos flexibles. Son una clase de depósitos con una alta resistencia a impactos y vibraciones debido a su composición, ya que los materiales elastómeros de los que están fabricados les aportan estas cualidades. Tienen una alta capacidad para adaptarse a cualquier zona de la aeronave donde se instalen, sin embargo, como inconveniente cabe destacar la posible aparición de micro porosidades a lo largo de su vida útil. Su principal implantación es, con frecuencia, la aviación comercial.



Figura 1. 5: Depósito flexible (www.repuestosgruposelectrogenos.es).

- Depósitos exteriores. Estos contenedores tienen como única finalidad la de dotar a la aeronave de una mayor autonomía, ya sea por la longitud del vuelo que van a realizar o por los requerimientos de la tarea que van a llevar a cabo. Hay una gran variedad de estos depósitos, pueden ser fijos o tener la capacidad de ser lanzados en pleno vuelo, reutilizables o desechables.

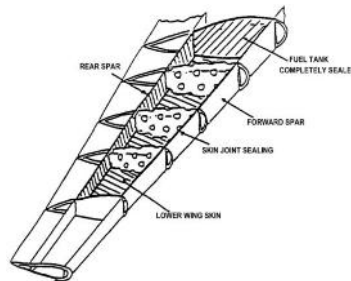


Figura 1. 6: Depósito integral (<http://aviamech.blogspot.com>).

- Depósitos integrales. Por requerimientos de diseño y para reducir el peso, se requiere en muchas ocasiones de la colocación de los tanques de combustible en el interior de algunos de los elementos estructurales de la aeronave, como pueden ser las alas, la barriga e incluso en la cola. Esto se realiza mediante la colocación de compartimentos en dichas zonas, que sellan para evitar las fugas de combustible y aseguran la estanqueidad.



Figura 1. 7: Depósito externo acoplado a una aeronave ().

Este último tipo de depósitos, los integrales, serán los que vamos a estudiar en este proyecto. Son los más utilizados en todas las clases de aviación debido a que satisfacen en mayor medida las necesidades de los motores con los que cuentan las aeronaves. Como están distribuidos

por toda la nave, cuentan además con distintos sistemas de bombeo que redistribuyen el carburante en todo momento a través de los distintos tanques, lo que sirve para mantener el mismo nivel en todos ellos o para realizar maniobras en ciertas ocasiones.

1.5.2 ESTRUCTURA DE UN ALA

En este apartado se procederá a describir la geometría de un ala de una aeronave para poder comprender mejor la ubicación de los posibles tanques de combustible en su interior.

Hay que empezar comprendiendo que las alas son estructuras que soportan la carga del avión cuando este se encuentra suspendido en el aire, esto lo consiguen mediante fuertes uniones con el fuselaje de la nave. A continuación se encuentra una breve descripción de las partes más importantes que componen la estructura.

- **Largueros.** Son elementos que componen la parte principal de la estructura. Se distribuyen de manera perpendicular a la cabina. Proporcionan resistencia a la flexión y a torsión a las alas y además son los encargados de soportar toda la estructura, debido a su diseño que consiste en que todo este conformado en una sola pieza. Suelen trabajar de tres en tres en aviones de tamaño considerable, formando un cajón de torsión con los dos primeros y siendo el tercero el que asegure la forma del ala cerca del empotramiento. Es justo entre los largueros anterior y posterior donde se aloja el depósito de combustible. Su sección transversal puede variar conforme a los requerimientos, pudiendo ser rectangular, en forma de I o de doble T. Según el tipo de unión con la platabanda se pueden distinguir los largueros de tipo Armadura, en los que se unen entre sí con elementos diagonales y/o verticales y los largueros de Alma Llena en los que las dos platabandas se unen por medio de una chapa que forma el alma.
- **Costillas.** Son los elementos que dan forma al perfil del ala. Además son las encargadas de transmitir las cargas del revestimiento a los largueros y de proporcionar la resistencia a la torsión del conjunto. Están dispuestas de forma perpendicular a los largueros y, junto a ellos conforman los depósitos integrados de combustible. Se pueden clasificar según su función en:
 - **Costillas de compresión.** Su función es la de transmitir las cargas allí donde se produzcan esfuerzos locales a los largueros. No siempre han de ir colocadas de manera perpendicular a los largueros, sino que, en ocasiones se colocan de manera diagonal.
 - **Costillas Maestras.** Mantienen los largueros a cierta distancia unos de otros y aportan rigidez.
 - **Costillas Comunes.** Tienen como tarea la de mantener la forma del perfil así como la de transmitir fuerzas interiores a los largueros.
 - **Falsas Costillas.** Su única función es la de mantener la forma del revestimiento. Se sitúan entre el larguero y el borde de ataque.

La distancia entre cada una de las costillas depende de factores como el tamaño, la carga del ala, la velocidad que pueda alcanzar la aeronave, el diseño de las propias costillas y el recubrimiento.

- **Revestimiento.** Es el elemento que ocupa la parte más externa del ala y que aporta una forma aerodinámica al conjunto minimizando en la medida de lo posible el

rozamiento. Se pueden clasificar en dos categorías dependiendo de si aporta o no resistencia a la estructura. Revestimiento pasivo o no resistente, fabricado en tela y revestimiento activo o resistente, fabricado de metal o materiales compuestos que contribuye a soportar esfuerzos de tracción, compresión, flexión, torsión y cortante pudiendo llegar a conseguir estructuras más fuertes y ligeras. El revestimiento se fija al resto del ala mediante remachado.

- Larguerillos. Son vigas de pequeño tamaño situadas entre las costillas, cuya función es la de transmitir la carga que soporta el recubrimiento a estas. Pueden formar parte del revestimiento o una sola pieza.
- Herrajes. Son elementos metálicos empleados para unir determinadas secciones del ala. Resisten esfuerzos, vibraciones y deflexiones.

Los tanques integrados de combustible son los más empleados en las aeronaves debido a la estructura reticular de las alas. En la Figura 1. 8 puede observarse la estructura de un ala y una de las costillas que la componen en las cuales se distinguen cada uno de los elementos mencionados anteriormente.

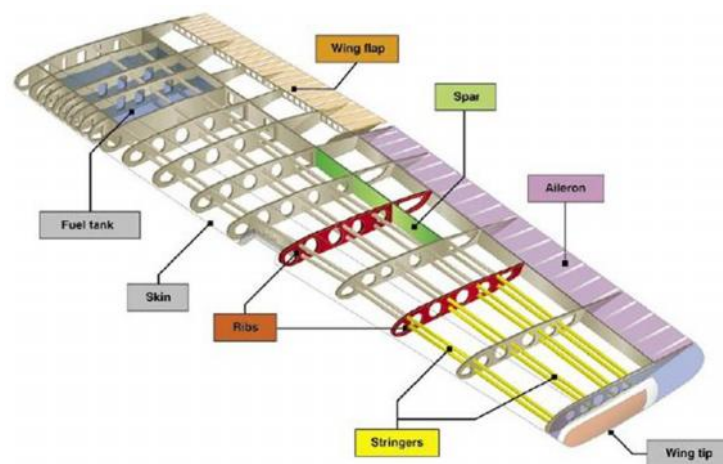


Figura 1. 8: Estructura de un ala (<http://www.aireyespacio.com>).

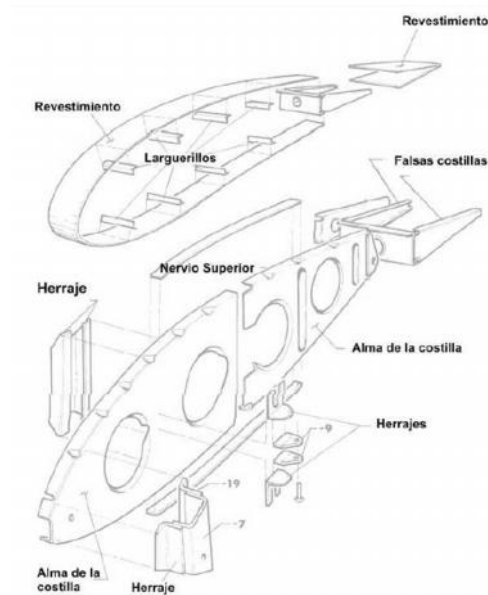


Figura 1. 9: Estructura de la costilla de un ala (<http://www.oni.escuelas.edu.ar>).

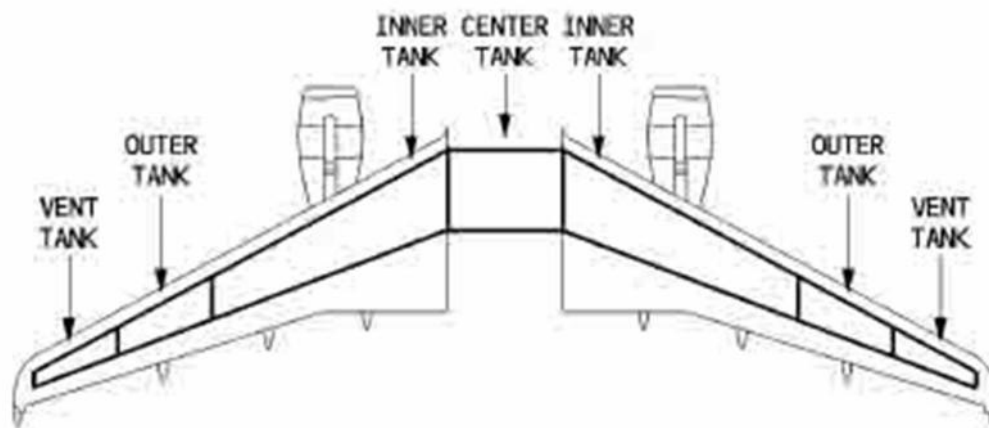


Figura 1. 10: Distribución de los tanques de combustible en las alas de un avión (www.tcas.es).

Teniendo en cuenta la descripción realizada anteriormente sobre la estructura alar de un avión y de las características de los tanques de combustible integrados, en la Figura 1. 10 se muestran la distribución de los mismos en la arquitectura de un avión.

1.5.3 GOLPE HIDRODINÁMICO

A la hora de estudiar los impactos que se producen sobre las distintas estructuras que contienen fluido en su interior es necesario conocer previamente lo que es el fenómeno del “Golpe Hidrodinámico” (Hydrodynamic Ram, HRAM). Este fenómeno se explica de modo que cuando un fragmento choca contra un tanque de combustible, este pierde velocidad según va atravesando el interior, debido a que el fluido ejerce una serie de fuerzas resistentes, empleándose parte de la energía cinética del proyectil en desplazar el fluido, generándose así una sobrepresión en este último. Este fenómeno es conocido como Golpe Hidrodinámico. Toda esta presión generada es a su vez transmitida por el propio fluido a las paredes del

contenedor (largueros, costillas y revestimientos), las cuales se deforman y sufren daños estructurales. Además de todo esto el agujero de entrada del proyectil supone un peligro debido a que a través de él se produce una pérdida de combustible que puede traer consigo el consiguiente incendio del mismo.

En este apartado vamos a estudiar las distintas fases que tienen cabida en este proceso, las cuales influyen de distinta manera y en distinta medida en el daño de los componentes estructurales:

- Fase de choque. Esta primera fase se inicia cuando el proyectil impacta sobre la pared del tanque y la perfora, para luego entrar en contacto con el combustible al que le cede parte de su energía cinética. Esto acelera el fluido y genera una onda de choque semiesférica con origen en el punto de impacto y que se propaga a lo largo de la pared por donde ha entrado. Esta pared debe soportar unas presiones muy altas en un intervalo muy pequeño de tiempo, lo que puede llevar a la rotura. Las máximas presiones se localizan en los alrededores del orificio de entrada y dependen en gran medida de la forma, la masa y la energía cinética inicial del proyectil, además de las propiedades del fluido y de las paredes del tanque.

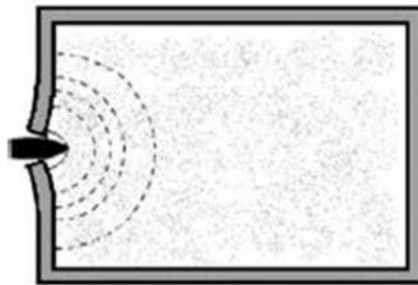


Figura 1. 11: Etapa de choque (www.elsevier.com).

- Fase resistente. En esta segunda etapa el proyectil ya ha penetrado en el interior del tanque y ha perdido parte de su energía cinética para ser transformada en movimiento del fluido, debido a su resistencia viscosa. Esto a su vez genera un campo de presiones el cual luego pasa a transmitirse a las paredes del tanque. Distintamente a la fase de choque el fluido en este caso es acelerado de manera gradual. Como consecuencia de esto el valor máximo de las presiones será mucho menor con una duración significativamente superior. Los fenómenos como el movimiento y la presión generados en esta etapa continúan incluso después de que el proyectil haya abandonado el recipiente y generan daños notables a la estructura.

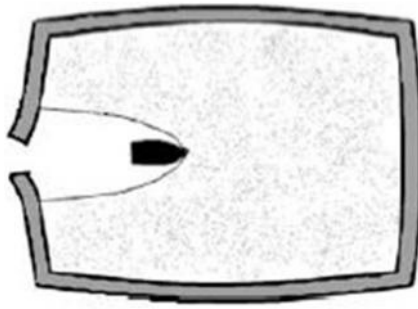


Figura 1. 12: Etapa de resistencia (www.elsevier.com).

- Fase de cavitación. Esta fase se produce simultáneamente a la fase resistente, en el periodo que ocupa el paso del proyectil a través del depósito.

El fenómeno producido en esta etapa, surge debido a los efectos de la etapa resistente, que consisten en que el paso del proyectil impone una velocidad radial al fluido constituyéndose una cavidad tras él. Dicha cavidad tras expandirse y colapsar da lugar a la fase de cavitación. Tras salir el proyectil del depósito, la cavidad se expande hasta tomar una forma próxima a la de una esfera para después colapsar y repetir el proceso sucesivas veces hasta desaparecer por completo. En estos ciclos sucesivos se producen pulsos significativos de presión.

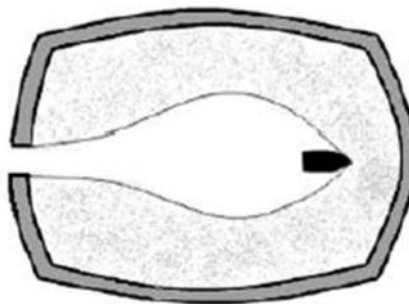


Figura 1. 13: Etapa de cavitación (www.elsevier.com).

- Fase de salida. Tiene comienzo en el momento en el que el proyectil perfora la pared de salida del depósito. Dicha pared está pretensionada debido al efecto del fluido que ha sido acelerado y desplazado hacia ella, pudiéndose provocar extensas fisuras radiales en el momento en que el proyectil impacta sobre ella y llegándose en algunos casos a fisurar la pared antes incluso de que se produzca el impacto.

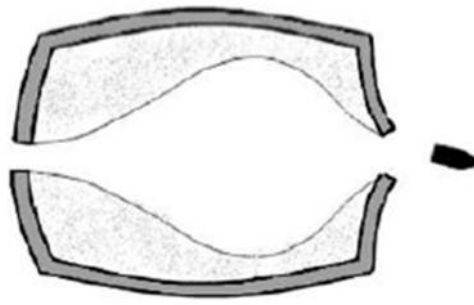


Figura 1. 14: Etapa de salida (www.elsevier.com).

CAPÍTULO 2: ESTADO DEL ARTE

2.1 INTRODUCCIÓN

En este capítulo se mostrarán, en primer lugar, algunos de los estudios experimentales y analíticos que se han realizado a lo largo de los años. A continuación se expondrán varios procedimientos que se han desarrollado para intentar paliar los efectos del Golpe Hidrodinámico. Por último se incluye el método de los elementos finitos, definiendo también que código se utilizará y cuál es la formulación empleada en este proyecto.

2.2 ESTUDIOS REALIZADOS

En los siguientes apartados se mostrarán los estudios experimentales y analíticos efectuados por diversos autores sobre este fenómeno a lo largo del tiempo.

2.2.1 ESTUDIOS EXPERIMENTALES

El estudio de las características del Golpe Hidrodinámico y sus efectos han sido objeto de investigación por diversos campos. El interés por este fenómeno surgió en los años 70, por grupos pertenecientes al Departamento de Defensa de los Estados Unidos los cuales invirtieron una cantidad significativa de sus recursos en proyectos de investigación para estudiar el Golpe Hidrodinámico.

También se desarrollaron otros proyectos como el del grupo Naval Weapons Center (NWC) en California, en el cual emplearon varios tipos de proyectiles para hacerlos colisionar contra un recipiente de sección cuadrada, midiendo la presión en diferentes puntos del fluido contenido en el recipiente y su variación dependiendo del tipo de proyectil utilizado. Los resultados extraídos del experimento concluyeron que uno de los fenómenos más relevantes dentro del fluido venía dado por el giro del proyectil en el mismo, el cual estaba íntimamente relacionado con la presión que se generaba en el fluido. Además se definió la distancia a la cual el proyectil empezaba a girar y que ésta no dependía de factores como el espesor o el material utilizado en la cara frontal de la placa. Este experimento así como los resultados se encuentran en el trabajo realizado por Lundstrom y Stull [6].

Estos estudios fueron posteriormente completados por el Naval Postgraduate School (NPS), (Monterey, California), midiendo las presiones en el fluido contenido y las deformaciones en la pared en la cual se producía la colisión del proyectil, utilizando en esta ocasión unos tanques de sección cuadrada de mayor rigidez. Los resultados se encuentran detallados en la referencia [7].

Otros grupos como El Instituto de Investigación de la Universidad de Dayton participaron en la investigación de los efectos del Golpe Hidrodinámico, aportando varios experimentos de impactos sobre depósitos de combustible. Bless et al. En ellos se utilizaron tanques de una réplica del avión de combate A-10, que impactaron con proyectiles esféricos que no excedían los 15 mm de diámetro y la velocidad alcanzada por los mismo se comprendía entre los 1,5-2,4. El tanque estaba abierto por la parte superior y contenía agua. Los paneles que se ensayaban tenían un espesor de 1,6. Los materiales utilizados para éstos paneles eran aluminio 2024-T3 y 7075-T6 y algunos de ellos se reforzaron con espuma balística, la cual endurece mediante el contacto con el aire. Los datos obtenidos eran relativos al

desplazamiento de las paredes laterales y la pared de entrada, así como la presión del fluido y la trayectoria generada por el proyectil. Los daños ocasionados por el Golpe Hidrodinámico en los paneles de aluminio 7075-T6 eran mayores que los generados en el aluminio 2024-T3. Además se comprobó que los modelos que habían sido recubiertos con espuma balística del mismo espesor del proyectil sufrían menos daños en la pared de entrada [8].

Bless completó en 1979 estos estudios con otro proyecto en el cual estudió los fallos, los desplazamientos y las presiones que se alcanzaban en depósitos abiertos por la parte superior y contruidos de aluminio y de carbono epoxi ocasionados al hacer impactar proyectiles esféricos y de sección cuadrada. Algunos paneles fueron reforzados con espuma balística y/o rigidizadores. Todos estos aspectos se encuentran detallados en la referencia [9]

A principios de los años 80, Copland [10] realizó un estudio en el que intento disminuir los daños producidos por el Golpe Hidrodinámico mediante la utilización de agentes inertes. Utilizó depósitos cilíndricos de metal de un volumen de 20 y 200 l y proyectiles AP (Armour Piercing) de calibre 12,7 mm utilizados en artillería y cuyo grado de perforación depende de su energía cinética, y esferas de acero de 11,9 mm. Los tanques contenían agua y algunos de ellos eran recubiertos de espuma balística o material *Explosaf como refuerzo*. Este último estaba formado por una red hexagonal de láminas de aluminio. El experimento concluyó que la espuma balística ayudaba a atenuar los efectos del Golpe Hidrodinámico retrasando y disminuyendo el valor del pulso de presión, mientras que el material *Explosafe*, no. Los proyectiles de tipo AP de calibre 12,7 mm sobre los depósitos de 20 aumentaban la magnitud de los efectos del Golpe Hidrodinámico; empeorando aún más dichos efectos si se incluía el material *Explosafe*. Sparks et al desarrollaron su tesis utilizando el mismo tipo de proyectil, AP, en el cual analizaron su trayectoria y las presiones en el fluido. Los detalles se encuentran en la referencia [11].

La OTAN, en 1988, a través de unos de sus grupos I+D; AGARD (Advisory Group for Aerospace Research and Development), realizó estudios de impacto [12]. En este proyecto se utilizaron tanques de combustible de carbono-epoxi. Éstos fueron impactados a gran velocidad con esferas y cubos de 129 de peso. Dicho proyecto pretendía estudiar la importancia de la forma del proyectil, el ángulo de impacto y las diferentes clases de unión existentes entre los paneles rigidizadores. Se llegó a la conclusión de que la geometría del fragmento era determinante en la respuesta estructural del tanque ante el Golpe Hidrodinámico, ya que influía en la velocidad de avance del mismo. Se resolvió que los daños más importantes en la estructura del panel de salida se generaban tanto en las uniones de los paneles con los rigidizadores, como en la zonas cercanas a la zona de colisión. Por el contrario, en el panel de entrada estos daños únicamente aparecían en áreas próximas al impacto del proyectil contra el tanque.

En 1989, Lundstrom y Anderson [13] realizaron una investigación con tanques que contenían fluido, con paredes laterales de acero reforzado. Esta vez utilizaron proyectiles (HEI) de tamaño variable, que tras impactar en la pared, detonaban penetrando en el fluido, explotando o incendiándose en el interior del mismo. A este tipo de artillería se le denomina proyectiles explosivos e impactaban a una velocidad de 700 m/s. el estudio proporcionó datos de diferentes puntos del fluido y de la presión alcanzada al producirse la explosión del fragmento HEI.

En 2004, se realizaron una serie de investigaciones sobre las causas del accidente del avión Concorde durante el despegue. También se analizó la viabilidad del código de elementos finitos denominado LS-DYNA. Los datos proporcionados por dicho programa se compararon más adelante con los experimentales por Seddon et al. [14]. En este proyecto los tanques eran

rectangulares y de acero, de $2 \times 1 \times 1 \text{ m}^3$ y las caras frontal y lateral atornilladas con pernos para poder probar varios materiales con diferentes espesores. Estos tanques se llenaban con distintos volúmenes de fluido. Los proyectiles eran de Nylon, pesaban 2,5 kg e impactaban a una velocidad comprendida entre los 14 y 21 m/s. Aunque los datos obtenidos sobre la deformación y la aceleración del tanque fueron similares a los que se obtuvieron con las simulaciones numéricas, se concluyó que eran necesarios más trabajos tanto experimentales como de simulación para comprender mejor la interacción entre el fluido y la estructura.

Nishida y Tanaka desarrollaron un trabajo en el año 2006 en el que utilizaron esferas de distintos radios, a velocidades que comprendidas entre los 40 y los 200 m/s, que impactaban sobre tubos de 250 mm de longitud, 25 mm de radio y 1 mm de espesor. Estos estaban formados por distintos tipos de aluminio y rellenos de agua. Con este experimento se estudiaron los efectos de los proyectiles según los diferentes radios de los mismos y las propiedades del material de los tubos. Se midió la presión en el interior del fluido y las deformaciones ocasionadas en las paredes de entrada y salida en las zonas próximas al impacto. Se demostró que el límite de velocidad al que se producían las fisuras y el agrietamiento, se debía a la influencia del diámetro del proyectil en el impacto [15].

Más recientemente, en 2009, en la Universidad Carlos III de Madrid, se llevó a cabo un trabajo realizado por David Varas et al. [16] en el cual se estudió el fenómeno de Golpe Hidrodinámico mediante la realización de ensayos experimentales y para un modelo numérico mediante el código LS-DYNA. Se emplearon tubos cuadrados de aluminio Al6063-T5 de 750 mm de longitud, 150 mm de ancho y 2,5 mm de espesor; y diferentes volúmenes de llenado (de agua) al 60%, 70% y 100%. Sus extremos se encontraban sellados mediante polimetilmetacrilato (PMMA) de 30 mm de espesor. Se proyectaron esferas de acero templado de 12,5 mm y de 8 g de peso sobre los depósitos a una velocidad de 600 m/s y 900 m/s. Por primera vez se empleaba este intervalo de velocidades a la hora de estudiar este fenómeno. Fueron medidas la presión en el fluido, las deformaciones y el desplazamiento que sufrieron las paredes tras el impacto. Se utilizaron galgas extensiométricas tanto para la deformación como para la presión. Además la trayectoria descrita por los proyectiles fue filmada mediante cámaras de alta velocidad. Se concluyó que el pulso de presión producido durante la fase de choque, está ligado a la velocidad del impacto y la duración del mismo, dependiendo esta última del volumen de fluido contenido por el tubo. Influyendo este último factor más significativamente en zonas cercanas al impacto. El momento normal transmitido por el fluido a las paredes es debido principalmente a la deformación de las paredes del depósito, tanto mayor como sea la velocidad del impacto. La deformación de las paredes laterales está muy localizada cuando el tubo se encuentra parcialmente lleno y su porcentaje de llenado influye en la deformación permanente de las zonas alejadas al punto de impacto. La velocidad del proyectil tiene consecuencias en las zonas cercanas a esta área.

2.2.2 ESTUDIOS NUMÉRICOS

La Teoría del Pistón fue uno de los primeros métodos que se utilizaron para poder explicar el fenómeno del Golpe Hidrodinámico, el cual trató de simular la interacción del fluido con la estructura. Este método tiene en cuenta la reflexión normal de las ondas de presión cuando éstas chocan contra la pared de la estructura, asumiendo que la presión ejercida sobre la pared puede ser descompuesta en la suma de una presión incidente, que es constante, y una reflejada.

Bell utilizó esta Teoría en dos de sus códigos de análisis estructural, BR-1 [17] y SATANS [18] (Static And Transient Analysis, Non linear, Shells), para simular el Golpe Hidrodinámico. BR-1,

era un código de elementos finitos más genérico, que podía modelizar materiales ortótropos y contemplaba la posibilidad de deformación plástica de los elementos. En contrapartida, era necesario proporcionar la presión incidente sobre la pared para que el código encontrara la solución. El código SATANS, a pesar de ser bastante eficiente, estaba limitado a la respuesta en régimen elástico de elementos cáscara (shells) y necesitaba que la geometría introducida fuese axilsimétrica y los materiales isotrópicos para poder converger. Tras estos estudios, se observó que los códigos cometían errores en el cálculo de la presión generada como consecuencia del Golpe Hidrodinámico. Las deformaciones y los desplazamientos de las paredes obtenidos tras la simulación, no coincidían con los resultados experimentales. Todo ello demostró la incapacidad de la Teoría del Pistón para predecir la interacción fluido-estructura.

Como consecuencia de la falta de validez de Teoría del Pistón, Lundstrom propuso El Método de la Imagen Variable (Variable Image Method) [19]. Siendo este método válido solo para problemas en dos dimensiones. Sin embargo, fue efectivo para algunos casos unidimensionales que se realizaban anteriormente mediante la Teoría del Pistón.

Ankeney también aportó paralelamente una alternativa a la Teoría del Pistón proponiendo un modelo estructural aproximado para obtener la respuesta de las paredes ante el fenómeno del Golpe Hidrodinámico [20]. Gracias a estas dos propuestas mencionadas anteriormente; se pudo definir la interacción del fluido con la estructura mediante el método de Lundstrom y en lo que a la parte estructural se refiere, quedó descrita por el modelo de Ankeney. De la combinación de ambas surgió el programa llamado *Unimodal Hydraulic Ram Structural Response* (UHRSR). Wada, Hatz, y Jacobson consiguieron introducir la capacidad de resolver modelos ortotrópicos al código UHRSR [21]. Esta medida introducida fue descartada al comparar el método experimental y el analítico, ya que sus resultados no llevaban al mismo resultado.

Por otro lado, Herlin y Avery [22] crearon el Código Hydraulic Ram Structural Response (HRSR) uniendo el programa (UHRSR) con el BR-1FC. siendo este último una ampliación del BR-1. Se realizaron algunas innovaciones sobre el código HRSR y sobre el UHRSR por Rosenberg y Bless [23], como la posibilidad de poder introducir la cavitación en los análisis. Finalmente surgió el código ERAM.

Sin embargo, fue imposible la validación de ninguno de los métodos numéricos debido a la incapacidad de trabajar con geometrías complejas y no eran totalmente precisos en la interacción del fluido con la estructura. Por otra parte, Rosenberg y Bless demostraron, basándose en principios de la Mecánica de la Fractura y mediante datos empíricos, que la velocidad a la que se produce el fallo en la pared depende de la tenacidad de fractura del material y de las geometrías del tanque y del proyectil. Otros autores como Bradley y Avery [24] también realizaron estudios teniendo en cuenta la Mecánica de la Fractura. Por otro lado, Ball and Fahrenkrog [25] trataron de utilizar la Mecánica de la Fractura para calcular las longitudes de las grietas de los paneles dañados. Sin embargo, cabe destacar que hicieron uso de la *Teoría del Pistón* para la interacción del fluido con la estructura y por lo tanto subestimaron las tensiones que se alcanzarían.

Wierzbicki y Moussa [26], también centraron sus investigaciones sobre el Golpe Hidrodinámico en nuevos aspectos. En este caso, a diferencia de otros trabajos que únicamente consideraban el régimen elástico, estudiaron la respuesta estructural elastoplástica de las paredes del tanque.

Kimsey [27] realizó una simulación sobre cómo penetraba un cilindro de acero en un depósito cilíndrico. Para ello empleó el código EPIC-2, un método de elementos finitos Lagrangiano. A pesar de que Kimsey hizo uso de esta técnica y en consecuencia los elementos se distorsionaban demasiado, los resultados obtenidos fueron bastante satisfactorios.

En 1990, se produjo un cambio importante en los algoritmos de cálculo. En este periodo tuvo lugar la aparición del Método Lagrangiano Euleriano Arbitrario o ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) en el que se combinaban las características de las formulaciones Lagrangianas y Eulerianas. Los aspectos más importantes de esta nueva técnica se describirán más adelante. La técnica Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) fue también descubierta en los años 90 y era utilizada para la simulación de problemas en los que intervenía algún fluido y en los que las deformaciones estructurales eran muy grandes. Estos códigos, junto con sus características, serán detallados posteriormente.

2.3 MÉTODOS PARA MITIGAR EL FENÓMENO DEL GOLPE HIDRODINÁMICO

No se conoce ningún método capaz de inhibir por completo los efectos del Golpe Hidrodinámico. Durante los años 70 se llevaron a cabo múltiples estudios por parte de autores como Thomas Bond, Lundstrom y el Instituto de investigación de Denver que trataban de mitigar los efectos de este fenómeno a través de cambios realizados en la geometría del tanque incorporando diversos materiales capaces de absorber energía. El efecto más devastador que existe cuando un proyectil impacta sobre un depósito es la posible ignición del combustible que este contiene, esto provoca fallos catastróficos en la estructura. Con el propósito de atenuar la combustión originada como consecuencia del Golpe Hidrodinámico se emplearon diversos materiales como la espuma balística o el material Explosafe. Durante la década de los 80 varios estudios realizados por Sesgo et al y Holten, demostraron que estos materiales resultaban muy efectivos a la hora de reducir las sobrepresiones provocadas por la combustión. Estos experimentos se basaban en introducir un mecanismo de absorción de energía en el interior de las celdas de combustible, que consiguiese retener las ondas de presión actuando como mecanismo retardante de la generación de la onda de choque y los pulsos de presión.

Tras estas investigaciones, durante esta misma década, Copland [10] llevo a cabo unos análisis más en profundidad de los efectos producidos por el empleo de la espuma balística y el material Explosafe. Como conclusión del experimento se consiguió demostrar que la espuma balística alcanzaba el objetivo esperado, retardando los efectos de la onda de choque.

Paralelamente a los estudios mencionados, durante la década de los 70 la FAA inició un programa sobre cómo convertir en inertes los tanques de combustible. Con este método aumentaba la seguridad de los depósitos que contenían materiales inflamables, ya que difícilmente reacciona con otros elementos al no ser químicamente reactivo. Este método no se llegó a implantar, hasta que, en el verano de 1996 se propició el accidente del vuelo 800 de la Trans World Airlines (TWA). En él murieron más de 200 personas como consecuencia de que un Boeing 747 se estrelló en el Océano Atlántico. En la Figura 2.1 se muestra el estado en el que quedó el avión tras el accidente. La investigación del accidente concluyó que la causa fue el incendio de uno de los tanques de combustible que se encontraba alojado en las alas, a raíz de la inflamabilidad de una mezcla combustible-vapor. Este accidente trajo consigo la implantación de numerosas directivas por parte de la FAA como las Directivas de Aeronavegabilidad y la regulación integral (SFAR 88) que trataba de corregir las posibles fuentes de ignición en los depósitos de combustible por medio de métodos que eliminasen los

vapores inflamables. La medida final adoptada por esta directiva fue la inertización de los tanques de combustible en aviones militares, ya que fue imposible su implantación en aviones comerciales debido a su falta de eficacia causada por factores como peso, coste, etc.



Figura 2. 1: Boeing 747 tras el accidente (<http://www.eitb.com>).

Debido a la dificultad de emplear este sistema en los aviones comerciales, un grupo de la Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC), llevo a cabo un trabajo que trataba de reducir la inflamabilidad en los aviones civiles. El trabajo que realizaron incluía el texto normativo, la determinación de costes y los beneficios obtenidos por la utilización de esta tecnología. En 1998 obtuvieron resultados en su investigación mediante un método que denominaron *Ground-Based Inerting (GBI)*, que consistía en un sistema de inertización de los espacios libres de combustibles del tanque que lograba reducir la concentración de oxígeno a lo largo del tiempo. En el año 2001 se elaboró un informe final que recogía todas las investigaciones que fueron necesarias. La FAA abrió ese mismo año una investigación para conocer la concentración máxima de oxígeno permitida para fabricar un depósito de combustible con gas inerte, además de los métodos y el equipo necesario para tornar inerte el depósito central de las alas [28].

Recientemente la empresa Honeywell, he conseguido alcanzar la primera solución certificada por la FAA. Lo ha conseguido empleando el uso de tecnologías de inertización avanzadas llegando a mejorar la seguridad en los aviones comerciales. El sistema que inventó *On-Board Inert Gas Generation System (OBIGGS)* es capaz de reducir la posibilidad de ignición de los vapores inflamables mediante la reducción de la concentración de oxígeno por debajo del valor que daría lugar a una combustión. La FAA contabilizó tres posibles causas capaces de provocar una combustión del tanque de combustible. La primera de ellas es la formación de un arco eléctrico como consecuencia del desvanecimiento del aislamiento de un cable. La segunda está relacionada con chispas provenientes de elementos giratorios. La última, más relacionada con el fenómeno de Golpe Hidrodinámico, hace referencia a todas aquellas igniciones de mezclas combustible-aire que se producen de forma espontánea como consecuencia de que en el depósito se alcancen elevadas temperaturas, presiones, etc.

A continuación se explica brevemente el funcionamiento de este nuevo sistema.

1. **Procesado de aire.** Éste se condiciona a la presión y temperatura óptimas.
2. **Air Separation Modules (ASM).** El aire pasa a través de estos módulos de separación. Su función es la de separar el oxígeno del aire y la de producir aire enriquecido de nitrógeno, comúnmente denominado *nitrogen-enriched air (NEA)*, mediante una membrana permeable de separación de gases.
3. **Entrega del NEA al depósito de combustible.** Este aire enriquecido consigue reducir el riesgo de explosión o incendio de la mezcla aire-combustible.

En la Figura 2. 2 puede se apreciar cada una de las etapas que forman parte del sistema OBIGGS.

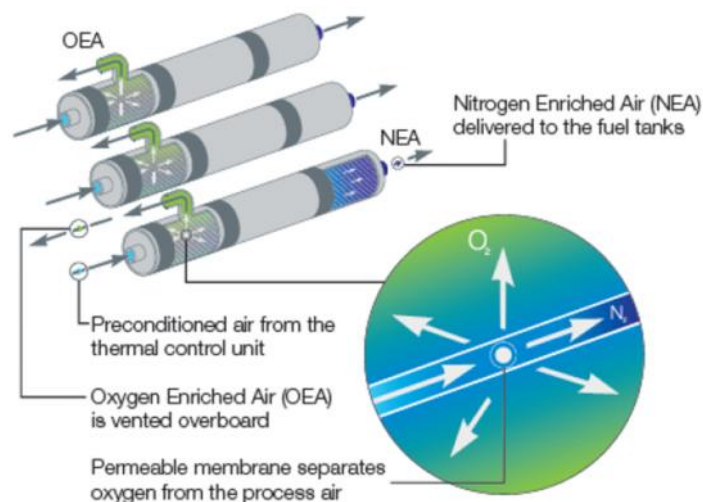


Figura 2. 2: Esquema de funcionamiento del sistema OBIGGS (<http://www51.honeywell.com>).

El sistema está compuesto por un sistema de control térmico, pudiendo ser independiente o estar integrado con el sistema de control ambiental, y una unidad de separación de aire. Además está formado por la instrumentación requerida para el control y distribución del aire al tanque de combustible. La tecnología OBIGGS es utilizada en cazas como el F-22 y en aviones de transporte militar como el C-17.

A continuación, se detallan varias tecnologías que al igual que el sistema OBIGGS están destinadas a reducir el riesgo de ignición en el tanque de combustible.

- Inertización mediante el uso de nitrógeno a partir de botellas de almacenamiento criogénico. Este sistema es utilizado en aviones militares de transporte como el C-5. El inconveniente de este sistema es el alto coste de logística.
- Empleo de un tipo de espuma de células abiertas de poliuretano para el llenado del tanque. El problema relacionado con este método es debido a la vida limitada de la espuma y por tanto ésta debe ser sustituida con frecuencia a lo largo de la vida útil de la aeronave. Esto supone un incremento de coste, además de aumentar el peso de la estructura. No obstante este sistema es utilizado en aviones de transporte militar, de ataque y en cazas como el C-130, A-10 y F-15 respectivamente.

- Utilización de Halon, gas usado en la extinción de incendios. Este compuesto era empleado anteriormente para combatir el fuego. Sin embargo, el grupo de trabajo *International Halon Replacement Working Group (IHRWG)* ha recomendado a la FAA sustituir este elemento químico por agentes halocarbonos, químicamente similar al Halon, puesto que tienen un impacto ambiental mucho menor.

Todas estas tecnologías en emplean en la reducción de las posibilidades de que se produzca la ignición de los vapores contenidos en los tanques de combustible como consecuencia del impacto, sin embargo, ninguno está explícitamente diseñado para mitigar los efectos del Golpe Hidrodinámico.

El único método que ha supuesto un gran avance en la atenuación del Golpe Hidrodinámico fue desarrollado por la empresa Blazetech y denominado FuelShield. Este sistema es capaz de reducir los dos fallos catastróficos más comunes cuando se produce un impacto a alta velocidad; el incendio del espacio vacío del tanque y el fenómeno de Golpe Hidrodinámico. Cuando el piloto advierte la posibilidad de producirse un impacto, pulsa un botón activando el sistema. Cuando esto sucede, se generan unas burbujas en el combustible líquido reduciendo los efectos del Golpe Hidrodinámico puesto que amortiguan las ondas de choque. A su vez se inyecta, través de un mecanismo, una espuma derivada de poliuretano ocupando la parte vacía del tanque. De este modo, se consigue disminuir el riesgo de ignición en el depósito.

En la Figura 2. 3 se muestra lo que sucede cuando un proyectil impacta a alta velocidad sobre un depósito que contiene combustible y al que no se le ha incorporado ningún mecanismo de atenuación del Golpe Hidrodinámico. En la imagen puede observarse las ondas generadas por este fenómeno y la explosión en el espacio vacío.

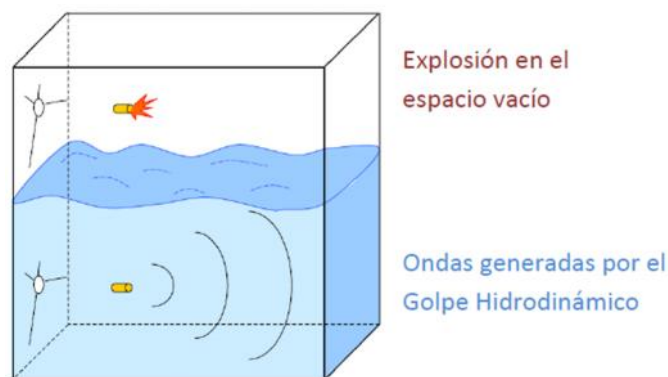


Figura 2. 3: Depósito sin ningún mecanismo de atenuación del Golpe Hidrodinámico
(<http://www.fire.tc.faa.gov>).

Al depósito de la Figura 2. 4 se le ha incorporado la tecnología *FuelShield*. Se puede observar el funcionamiento del sistema y que las ondas generadas se atenúan como consecuencia de las burbujas generadas y que la explosión en la zona que está vacía no se produce gracias al efecto de la espuma.

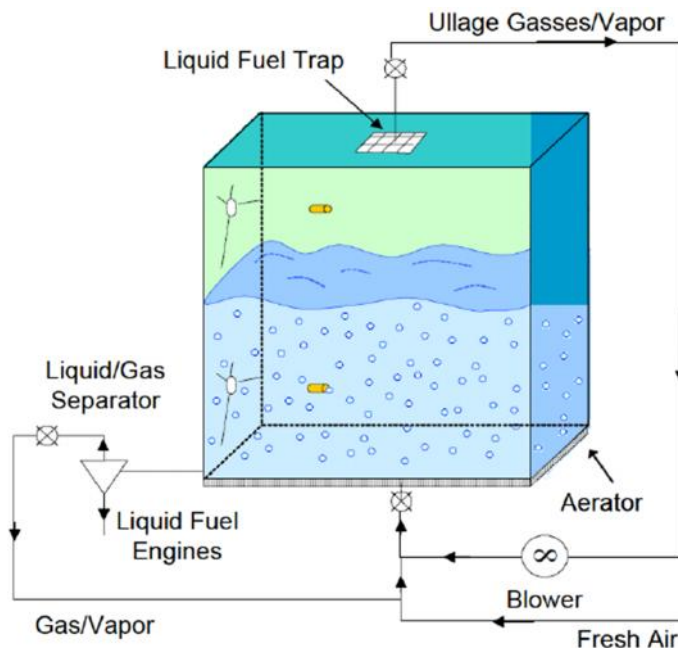


Figura 2. 4: Depósito con sistema Fuelshield incorporado (<http://www.blazetech.com>).

La empresa Blazetech llevó a cabo la validación del modelo mediante pruebas en tanques de sección cuadrada de 1,016 m de lado conteniendo en su interior cerca de 400 l de combustible. Los proyectiles que impactaban contra el tanque pesaban 110 g y su velocidad era 1767 m/s. Los resultados obtenidos concluyeron que las burbujas mitigaban los efectos del Golpe Hidrodinámico en, aproximadamente el 96% de los casos y se producía la extinción completa de la llama en todos los ensayos.

2.4 EL MÉTODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS

En este apartado se realiza una breve introducción del método de los elementos finitos, para más adelante centrarse en la formulación empleada para resolver los distintos modelos representados en este proyecto.

2.4.1 INTRODUCCIÓN

La aparición del Método de los Elementos Finitos (MEF) ha hecho posible la resolución de problemas complejos cuya solución mediante análisis matemático tradicional sería prácticamente inabordable. Previamente a su implantación se requería de la realización de numerosos prototipos y ensayos para llevar a cabo la validación de un modelo lo que incrementaba el tiempo y el coste considerablemente. Sin embargo, debe tenerse en cuenta que el MEF es un método aproximado de cálculo dadas las hipótesis básicas del método. Deben citarse como precursores de esta nueva técnica de cálculo a Turner, Clough, Martin y Topp en 1956. Con el transcurso del tiempo el número de autores que han intervenido en este campo ha sido enorme. Convirtiéndose este último en uno de los más importantes desde el punto de vista ingenieril.

La idea principal del funcionamiento del método es la división de un continuo en un conjunto de pequeños “elementos finitos” que se encuentran interconectados entre sí a través de unos puntos denominados nodos. Se trata de que mediante esta técnica se pase de un sistema de infinitos grados de libertad (sistema continuo) a uno con un número de grados de libertad finitos (sistema discreto). El comportamiento de un sistema continuo está gobernado por una o varias ecuaciones diferenciales, mientras que aquel cuyos grados de libertad son finitos se encuentra regido por ecuaciones que pueden ser lineales, o no. El paso de un sistema continuo a uno discreto se le denomina discretización. Un ejemplo de esto último se puede observar en la Figura 2. 5.

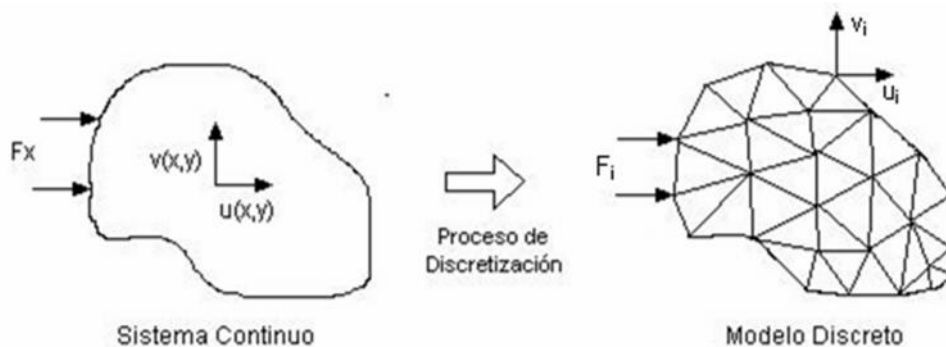


Figura 2. 5: Discretización de un medio continuo (<http://www.monografias.com/>).

- Para cada elemento se adoptan propiedades y cargas externas constantes, asignando valores promedio a cada uno de ellos.
- El tamaño de los elementos debe disminuirse en aquellas zonas donde se prevean elevados gradientes en las variables (singularidades geométricas, apoyos, fuerzas localizadas...).
- Es conveniente definir nodos en aquellos puntos donde haya fuerzas puntuales.

En cualquier sistema a analizar se pueden distinguir los términos detallados a continuación y señalados en la Figura 2. 6.

- **Dominio.** Es el espacio geométrico donde se analizará el sistema.
- **Condiciones de contorno.** Variables que condicionan el cambio del sistema. Además éstas tienen que ser conocidas. Algunas de estas condiciones pueden ser cargas, desplazamientos, temperaturas...
- **Incógnitas.** Una vez que las condiciones de contorno actúan sobre el sistema, las incógnitas son aquellas variables que se desean conocer: desplazamientos, tensiones, deformaciones...

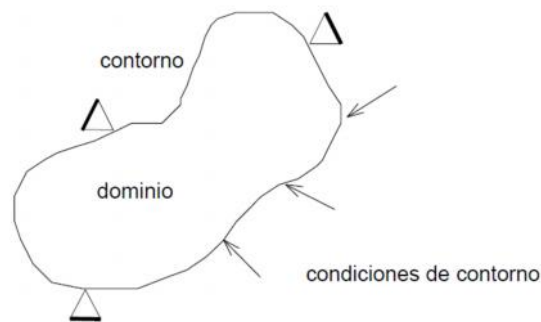


Figura 2. 6: Dominio y condiciones de contorno de un medio continuo
 (<http://www.profesores.frc.utn.edu.ar>).

En esta clase de problemas existe un problema a la hora de definir el dominio, para solucionarlo, el modelo suele subdividirse en pequeños subdominios que se denominan elementos. En el caso unidimensional el dominio se divide mediante puntos, en el caso bidimensional mediante líneas y en el caso tridimensional mediante superficies imaginarias. Los elementos se conectan entre sí mediante nodos, los cuales además son los puntos donde se materializan las incógnitas del modelo. Dichas incógnitas, son tales como los grados de libertad de cada nodo. Además, se considera que dos nodos son adyacentes cuando pertenecen al mismo elemento finito. En consecuencia, al conjunto de nodos, considerando sus relaciones de adyacencia, se les denomina malla.

Los pasos a seguir, para resolución de un modelo mediante el MEF son los siguientes: definición de la geometría a estudiar, especificación del régimen del modelo a analizar, asignación de las propiedades del material, establecimiento de condiciones de contorno, aplicación de cargas, mallado del modelo, solución del problema y análisis de resultados.

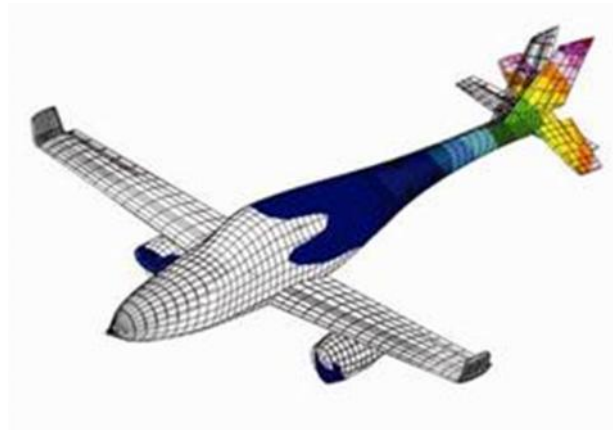


Figura 2. 7: Ejemplo de un modelo resuelto mediante MEF (<http://www.interempresas.net/>).

Generalmente el MEF está diseñado para calcular inicialmente el campo de desplazamientos del sólido y a partir de éste, mediante relaciones cinemáticas y constitutivas, las deformaciones y tensiones. Los desplazamientos y las fuerzas aplicadas en cada uno de los nodos se relacionan entre sí a través de una matriz denominada *matriz de rigidez del sistema*. El número de ecuaciones del sistema es proporcional al número de nodos.

Una de las características más importantes del sistema es que cuanto más “finas” se consideren las particiones realizadas sobre el continuo la solución numérica converge más rápido hacia la solución exacta. A esta propiedad de se le denomina convergencia. Mediante el *análisis de sensibilidad de la malla* del modelo se puede comprobar si ésta puede hacerse o no más “fina” para que la solución converja hacia la solución exacta.

2.4.4 LS-DYNA

En este apartado se describirá brevemente el código de elementos finitos empleado para la resolución de las distintas simulaciones de este proyecto, además de sus características más relevantes.

2.4.4.1 HISTORIA

DYNA 3D fue el primer precedente de este tipo de software, sus orígenes provienen del *Lawrence Livermore National Laboratory* por Hallquist en 1976 [29]. Sus primeras aplicaciones se centraban básicamente en el análisis de tensiones en estructuras sometidas a diferentes impactos. Al mismo tiempo que se desarrollaba esta versión surgía otra en dos dimensiones con el nombre de DYNA2D.

En 1979, se consiguió mejorar la velocidad a la que se proporcionaban los resultados y los problemas relacionados con las interfaces que habían surgido anteriormente. Estas innovaciones fueron recogidas en una nueva versión del código DYNA3D.

La versión 1981 representaba una evolución respecto a la de 1979. Se incluyeron nueve materiales adicionales que permitían abordar un mayor número de modelos, se comenzaron a realizar casos con explosivos-estructuras e interacciones suelo-estructura.

Desde 1968 hasta 1988 se realizaron muchos esfuerzos en continuar mejorando la versión DYNA3D. Entre los numerosos avances se puede destacar que se incluyeron elementos tipo viga, placa, amortiguadores, la opción de la integración exacta de todo el volumen, etc.

Finalmente, en 1989, se fundó Livermore Software Technology Corporation para continuar con el desarrollo del código DYNA3D como una versión comercial denominada LS-DYNA3D que más tarde pasaría a llamarse LS-DYNA. En este mismo año se incorporaron más innovaciones a la antigua versión que han continuado hasta la actualidad.

2.4.4.2 CARACTERÍSTICAS

LS-DYNA es un código de elementos finitos tridimensional utilizado para el análisis de la deformación estática y de la respuesta dinámica de estructuras. Además este código se emplea en problemas en los que existe contacto entre fluidos y estructuras. Este programa incluye un procesador que permite abordar casos limitados sobre análisis estructural y transferencia de calor. La metodología de cálculo está basada en integración temporal explícita.

Algunas de las capacidades más importantes que posee LS-DYNA es que permite que superficies rígidamente unidas admitan zonificación variable sin la necesidad de mallar regiones de transición. Por otra parte, ofrece la posibilidad de emplear cordones, en aplicaciones de sellado de metales, de forma sencilla mediante la definición de una línea de nodos a través del cordón. Mediante un algoritmo de contacto-impacto los modelos en los que intervienen contactos complejos se convierten en casos sencillos. También ofrece la

posibilidad de analizar fallos y propagación de grietas, análisis de tipo SPH (detallado más adelante), dinámica de cuerpos rígidos, etc.

El programa contiene una gran variedad de materiales, modelos constitutivos, ecuaciones de estado y algoritmos de contacto. Para la discretización espacial de medio continuo se utilizan elementos tipo resortes, amortiguadores, vigas, membranas, placas, barras, bloques, elementos gruesos y elementos de seguridad. Algunos de ellos se encuentran representados en la Figura 2. 8.

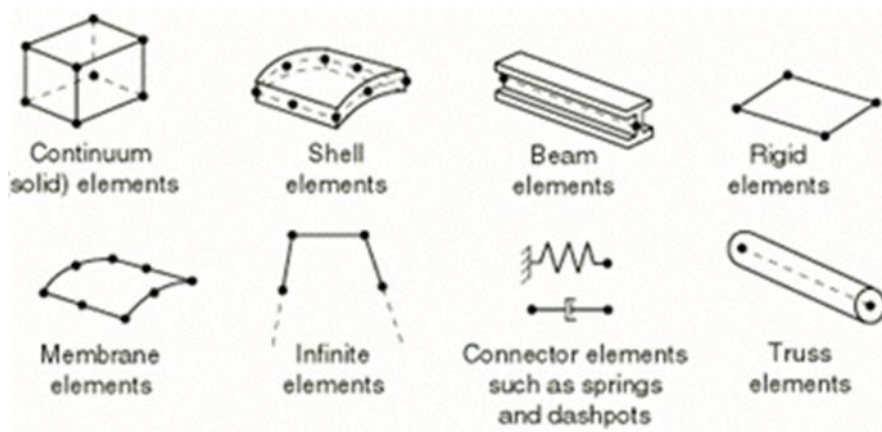


Figura 2. 8: Tipos de elementos del código LS-DYNA (www.cecalc.ula.ve).

2.4.5 TIPOS DE FORMULACIONES EXISTENTES

Se pueden distinguir diferentes formulaciones de elementos en función de las características de mallado que requiera al modelo. Cabe destacar que en esta sección se centrará particularmente en el método Lagrangiano Euleriano Arbitrario puesto que éste será utilizado más adelante en la resolución de los modelos del proyecto. Las principales formulaciones existentes se detallan a continuación.

2.4.5.1 FORMULACIÓN LAGRANGIANA

Este método se utiliza en aquellos elementos que son estructuras rígidas. En esta formulación cada punto de la malla se encuentra conectado a un punto del material. Es decir, cuando el material se deforma, se traslada o gira la malla también lo hace. El material no cruza las fronteras de los elementos por lo que la masa de cada uno de los elementos Lagrangianos no varía. Existe únicamente un material en cada elemento de la malla. En aquellos procesos en los que las deformaciones o los desplazamientos son pequeños este método es bastante eficaz. Suele utilizarse en problemas de mecánica estructural. En la Figura 2. 9 se puede observar cómo se desplaza la malla Lagrangiana con la deformación del material.

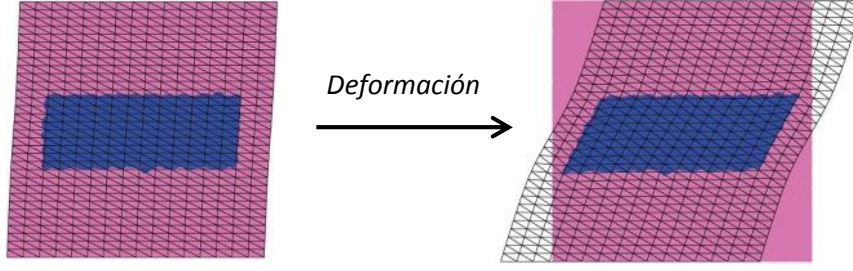


Figura 2. 9: Descripción Lagrangiana (www.geology.um.maine.edu).

Esta formulación implica que la malla computacional realiza, en todo instante, la misma trayectoria que el medio continuo. De este modo los nodos de la malla permanecen conectados a los del material durante el transcurso del movimiento. En mecánica de medios continuos se utilizan habitualmente dos dominios; el espacial R_e que está formado por coordenadas espaciales e y el material R_m compuesto por coordenadas materiales m . La identificación de la configuración de referencia del modelo R_m se realiza mediante las coordenadas materiales m . El movimiento de los puntos materiales consiste en establecer una relación de las coordenadas materiales m con las espaciales e a través de la función $\{$ que las hace depender en el tiempo a través de la ley de movimiento. En primer lugar las coordenadas espaciales dependen de las materiales m y del tiempo. El tiempo físico se mide a través de la misma variable tanto en el dominio espacial como en el material. El paso de la configuración de referencia a la actual se encuentra representado en la Figura 2. 10.

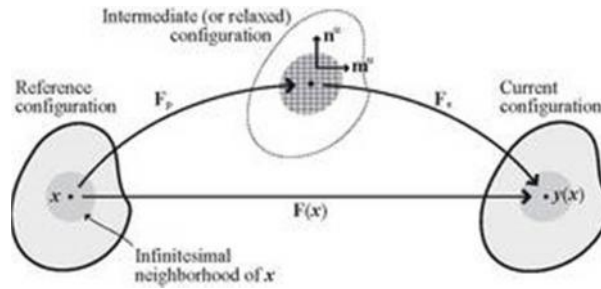


Figura 2. 10: Descripción cinemática Lagrangiana (www.mpie.de).

$$\begin{aligned} \{ : R_m x[t_0, t_{final}] & \rightarrow R_e x[t_0, t_{final}] \\ (m, t) & \rightarrow \{ (m, t) = (e, t) \end{aligned}$$

La función $\{$ permite realizar un seguimiento de la historia del movimiento. Para identificar la posición inicial de una partícula material que ocupa una posición espacial e en un tiempo t se utiliza la transformación inversa que se muestra a continuación.

$$(m, t) = \{^{-1}(e, t)$$

Puesto que debe existir coincidencia entre los puntos del continuo y los de la malla no existirán efectos convectivos en los cálculos Lagrangianos, es decir que la derivada del material se reduce a una derivada simple temporal. Como cada elemento contiene las mismas partículas esto se traduce en una ventaja desde el punto de vista computacional.

2.4.5.2 FORMULACIÓN EULERIANA

En aquellos modelos en los que intervenga un fluido será preciso utilizar este tipo de formulación. Es común su utilización en problemas de dinámica de fluidos. Además si el material alcanza grandes deformaciones también será necesario recurrir a este método. En este caso, se debe considerar una malla que permanece fija en el espacio y otra que va unida al material el cual va “fluyendo” a través de la malla que no se mueve (malla Euleriana). El movimiento de ambas mallas se detalla en la Figura 2. 11. En este caso también existe sólo un material en cada uno de los elementos de la malla Euleriana. Con esta formulación se pueden crear superficies nuevas automáticamente. Una desventaja del método es que la malla debe ser suficientemente “fina” por lo que es computacionalmente más costoso.

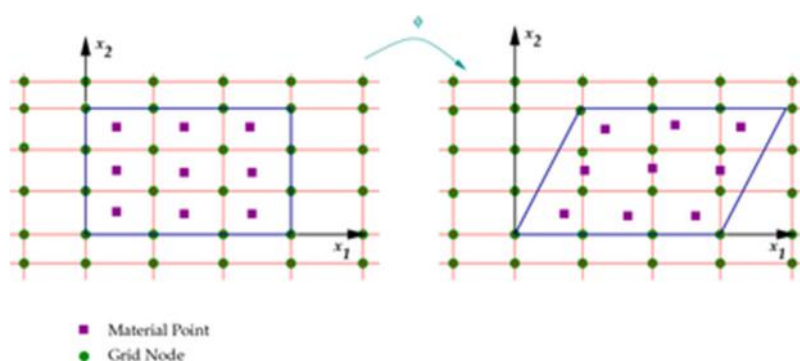


Figura 2. 11: Descripción Euleriana (<http://stochasticandlagrangian.blogspot.com>).

La formulación Lagrangiana representa una ventaja computacional cuando el medio continuo no experimenta grandes deformaciones. Cuando esto no es así y los elementos sufren fuertes distorsiones, esta formulación pierde exactitud. Mediante la formulación Euleriana se tratan de subsanar estos errores y se registran las cantidades físicas de aquellas partículas que atraviesan una región fija del espacio. De este modo la malla Euleriana se mantiene fija con respecto al material que sufre desplazamientos y deformaciones. Las ecuaciones de conservación están formuladas en términos de coordenadas espaciales e y del tiempo t .

La descripción Euleriana sólo tiene en cuenta variables y funciones pertenecientes a una región fija del espacio y que poseen una importancia instantánea. En esta formulación la velocidad de cada punto material del modelo es expresado con respecto a una malla de elementos fijos sin tener en cuenta ninguna referencia a la configuración inicial del medio continuo ni a las coordenadas materiales.

2.4.5.3 FORMULACIÓN LAGRANGIANA EULERIANA ARBITRARIA

2.4.5.3.1 INTRODUCCIÓN

Esta formulación también conocida como ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) comenzó a desarrollarse durante la primera mitad de los años 90. Se utiliza en aquellos casos en los que existe contacto entre fluido y estructura. Dicho método es empleado en aquellos problemas multidimensionales que experimentan grandes distorsiones, que requieren una buena definición de las superficies libres y de los contactos sólido-sólido, fluido-fluido y sólido-fluido. Este puede ser el caso de la dinámica de fluidos y mecánica de sólidos no lineales. Cabe destacar que para estos problemas es necesaria una buena elección de la cinemática del continuo. Esta última, al definir la relación entre la deformación del modelo y la malla, es la que hace posible la simulación numérica de modelos que sufren grandes distorsiones.

La formulación ALE es un nuevo código de análisis numérico que puede considerarse un híbrido entre las formulaciones Lagrangiana y Euleriana puesto que combina los factores más característicos de ambas. El primero de los métodos, en el que los nodos de la malla describen la misma trayectoria que el del material, a pesar de conseguir de manera sencilla el seguimiento del medio continuo no es eficaz en el tratamiento de modelos con grandes distorsiones. La formulación Euleriana, en la que los nodos de la malla permanecen fijas en el espacio a la vez que el continuo realiza algún movimiento, si es capaz de abordar casos en los que intervienen fuertes deformaciones. El inconveniente de este método la imprecisión en la visualización de algunos detalles del flujo y el coste necesario para definir con exactitud los contactos. Mediante esta nueva formulación se tratan de corregir lo máximo posible los inconvenientes de los códigos Lagrangiano y Euleriano tratando de combinar los principios más ventajosos de ambos.

2.4.5.3.2 CARACTERÍSTICAS

La malla utilizada en la formulación ALE tiene la capacidad de que sus nodos pueden desplazarse de manera arbitraria. Sin embargo, esta técnica también ofrece la posibilidad de que los nodos permanezcan fijos en el espacio como ocurre en la descripción Euleriana o describan la misma trayectoria que los puntos materiales del continuo tal y como sucede en la formulación Lagrangiana. En la Figura 2. 12 se observa la descripción cinemática de la malla ALE.

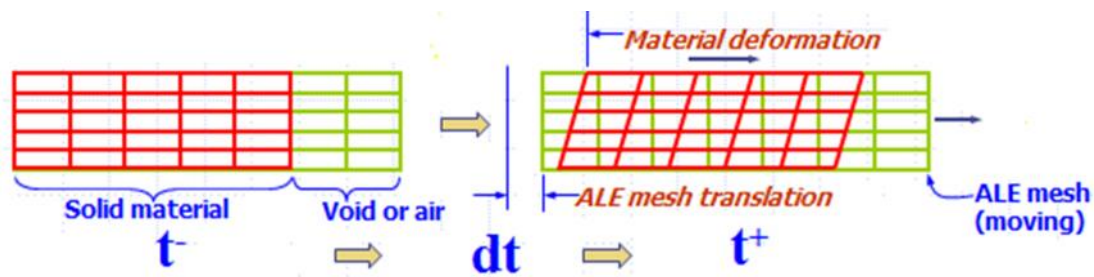


Figura 2. 12: Descripción ALE.

El método ALE admite abordar problemas en los que se alcanzan grandes deformaciones como consecuencia de la arbitrariedad de movimiento de la malla. En consecuencia, permite que los elementos del problema a analizar tengan una distorsión mayor de la que podrían tener utilizando la formulación Lagrangiana.

2.4.5.3.3 DESCRIPCIÓN DEL MOVIMIENTO

Es importante mencionar que los desarrollos originales de este tipo de formulación provienen de entre los años 60 y 70 de autores como Noh, Franck y Lázaro, Trulio y Hirt et al. Sin embargo, su aplicación al contexto de los elementos finitos se produjo algunos años más tarde y las primeras aplicaciones se pueden encontrar en los trabajos de Donea et al. (1977), Belytschko et al. (1978), Belytschko y Kennedy (1978) y Hughes et al. (1981). La descripción ALE surgió del interés de querer obtener una formulación que combinase las mejores características de los códigos Euleriano y Lagrangiano.

Tal y como se ha explicado en apartados anteriores en esta formulación existe la posibilidad de que la malla se desplace de manera arbitraria, independientemente de la trayectoria que siga el material. En la descripción del movimiento para ALE es necesario definir un dominio cuyas

coordenadas r se emplean para identificar los puntos de la malla. Este dominio recibe el nombre de dominio de referencia R_r . Sin embargo, este dominio no se corresponde ni con el de la configuración material R_m ni con el de la espacial R_e .

Como puede observarse en la Figura 2. 13, el dominio de referencia es mapeado al dominio material y al espacial a través de las funciones Ξ y \mathbf{w} respectivamente. El movimiento de las partículas, definido por la función χ , puede ser expresado como $\chi = \mathbf{w} \circ \Xi^{-1}$. Con esto queda reflejado que estas tres funciones no son independientes.

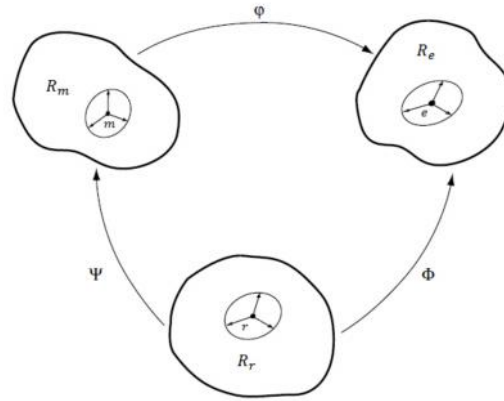


Figura 2. 13: Descripción cinemática de la formulación ALE (<http://www.ann.jussieu.fr>).

El movimiento de los puntos de la malla en el dominio del espacio, mapeo desde el dominio de referencia al espacial \mathbf{w} está representado por:

$$\begin{aligned} \mathbf{w} : R_r x[t_0, t_{final}] &\rightarrow R_e x[t_0, t_{final}] \\ (m, t) &\rightarrow (r, t) \end{aligned}$$

A pesar de las ventajas que ofrece la formulación ALE con respecto a la Lagrangiana y Euleriana es necesario definir en esta descripción la velocidad de los nodos de la malla que dependerán de las consideraciones del problema. En consecuencia se requiere un algoritmo que se encargue de definir, de forma automática, el desplazamiento de la malla.

2.4.5.3.4 MALLADO

Como se ha mencionado anteriormente la descripción ALE permite la posibilidad de que la malla se mueva manera de manera independiente al medio continuo. Cuando el caso objeto de estudio requiere este tipo de formulación es necesario un procedimiento de actualización de mallado mediante el cual se actualicen las velocidades o desplazamiento de los nodos de la malla en cada ciclo de cálculo. El algoritmo utilizado para este procedimiento es elegido por el usuario e influye significativamente en los resultados de la formulación ALE. Existen dos métodos para realizar la actualización del mallado que serán detallados a continuación.

- **Regularización de la malla.** La idea básica de esta técnica es mantener la malla de la manera más regular posible durante el cálculo computacional. Trata de evitar las excesivas distorsiones de determinadas zonas de la malla, consiguiendo reducir los

errores numéricos debidos a este fenómeno de grandes deformaciones. A través de las velocidades actuales de la malla o de los desplazamientos se deben actualizar las posiciones locales nodales en cada ciclo de cálculo.

Es importante tener en cuenta que los algoritmos de actualización de la malla se clasifican dependiendo de si se conocen o no las condiciones de contorno en las fronteras. En el caso de que el movimiento de las superficies del material se conozca *a priori* el movimiento de la malla se define *a priori*. Para realizar esto, haciendo uso de una interpolación simple, se define una velocidad de la malla adecuada en el dominio. En el resto de casos, al menos una parte de la condición de contorno de la frontera es una superficie material cuya posición debe seguirse en cada uno de los tiempos de ciclo.

Existen diferentes técnicas de interpolación que permiten, una vez conocidos los movimientos de las fronteras determinan la rezoñificación de la malla en el interior del dominio.

- **Adaptación de la malla.** Este método es utilizado cuando la formulación ALE se emplea en técnicas adaptativas. El mallado se optimiza logrando una mayor precisión posiblemente a un menor coste computacional. Mediante el desplazamiento de los nodos a aquellas zonas donde existen fuertes gradientes se consigue el refinamiento de la malla. Además el algoritmo ALE tiene un indicador de error mediante el cual la malla se va modificando hasta obtener una distribución regular del error durante el tiempo de simulación.

Si se analiza un modelo en el que se quiere predecir los patrones de líneas de rendimiento en platos y se utiliza una malla fija demasiado gruesa, la discretización espacial es muy pobre y no se pueden capturar bien los resultados. Sin embargo, esto puede solucionarse mediante el refinamiento de la malla, o bien, empleando una malla gruesa a la que se le añade la formulación ALE de recolocación de nodos. Mediante este último se consiguen identificar claramente las líneas de rendimiento.

2.4.5.4 TIPOS DE UNIONES

Cuando se produce la interacción entre distintas partes de un modelo se debe tener en cuenta que tipo de formulación lleva asociado cada una de ellas. En el caso de ambas partes estén definidas mediante la formulación Lagrangiana entre ellas tendrá lugar un *contacto*. Sin embargo cuando en una de las partes se ha empleado una formulación Euleriana o de tipo ALE y en la otra de tipo Lagrangiana se producirá una unión o acoplamiento (*Coupling*). En este caso, en general, la malla Lagrangiana no comparte nodos con la malla Euleriana o ALE. Lo que sucede es que interactúan mediante un algoritmo de acoplamiento que genera fuerzas que resisten la penetración del material ALE a través de las partes Lagrangianas.

En la Figura 2. 14 se puede observar un esquema de este algoritmo.

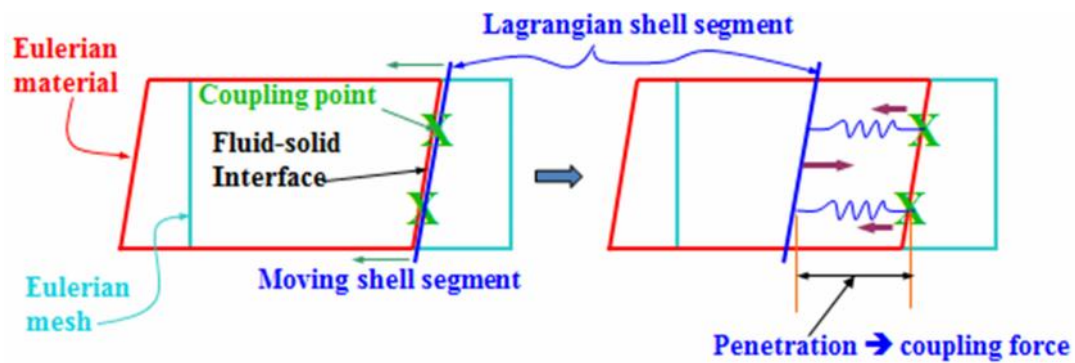


Figura 2. 14: Algoritmo de acoplamiento.

Para que el material pueda fluir de una región de la malla a otra los nodos de cada una de las regiones con la adyacente deben ser los mismos para que el material pueda moverse por un espacio común.

Para que el acoplamiento entre una malla Lagrangiana y una Euleriana o ALE se produzca correctamente ambas deben estar superpuestas entre sí, como se representa en la Figura 2. 15. De este modo las intersecciones entre las dos mallas puedan ser detectadas y que las interacciones sean el resultado de estas intersecciones.



Figura 2. 15: Izqda.: Compartición de nodos entre dos regiones. Dcha.: Superposición de mallas.

CAPÍTULO 3: MODELIZACIÓN NUMÉRICA

3.1 DEFINICIÓN DEL PROBLEMA

Los modelos analizados en forma numérica en este proyecto tienen origen en un ensayo experimental realizado por David Varas Doval en el año 2009 en la Universidad Carlos III de Madrid. Este documento tenía el propósito de estudiar el fenómeno del Golpe Hidrodinámico. Para la preparación de los ensayos se utilizaron tubos de aluminio con agua en su interior a los cuales se les iba a hacer impactar proyectiles a alta velocidad. La utilización del agua fue debido a que este fluido posee características como la densidad o la viscosidad similares a las del queroseno que utilizan los aviones.

Los factores que se pretendían analizar eran las presiones del fluido, deformaciones y desplazamientos de las paredes al final de los ensayos. Además se monitorizó la posición del proyectil.

Se emplearon tubos ya que eran una reproducción muy representativa del espacio donde se alojan las celdas de combustible en las alas de las aeronaves, entre los largueros y las costillas. La geometría de los tubos era de sección cuadrada y conformados en aluminio Al6063-T5, con dimensiones que se aproximaban a las de un tanque de combustible integrado. El lado de la sección cuadrada medía 75 mm, con un espesor de 2,5 mm y un largo de los tubos de 750 mm. Los tubos estaban cerrados por ambos lados mediante paneles de polimetilmetacrilato (PMMA) de 30 mm de espesor sellados con silicona, que además reducían en gran medida la flexión originada por los pulsos de presión. El montaje del modelo con todos sus elementos viene representado en la Figura 3.1. Además para poder cuantificar la presión del fluido tras el impacto, así como las deformaciones de las paredes se emplearon dos transductores de presión y cinco galgas extensiométricas que se pueden apreciar en la Figura 3.2. En esta misma figura se muestra cómo uno de los sensores de presión fue situado en una zona más cercana al impacto, mientras el otro se colocó a una distancia mayor.

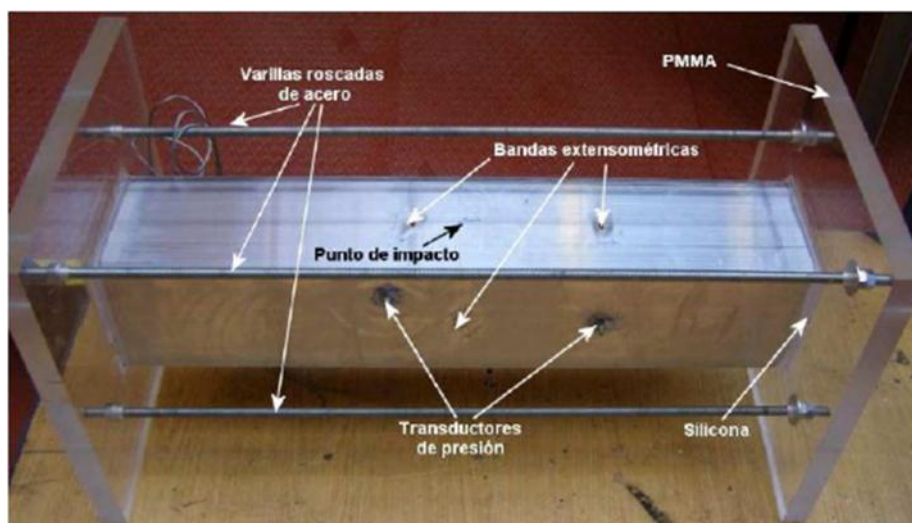


Figura 3. 1: Montaje experimental (<http://e-archivo.uc3m.es>).

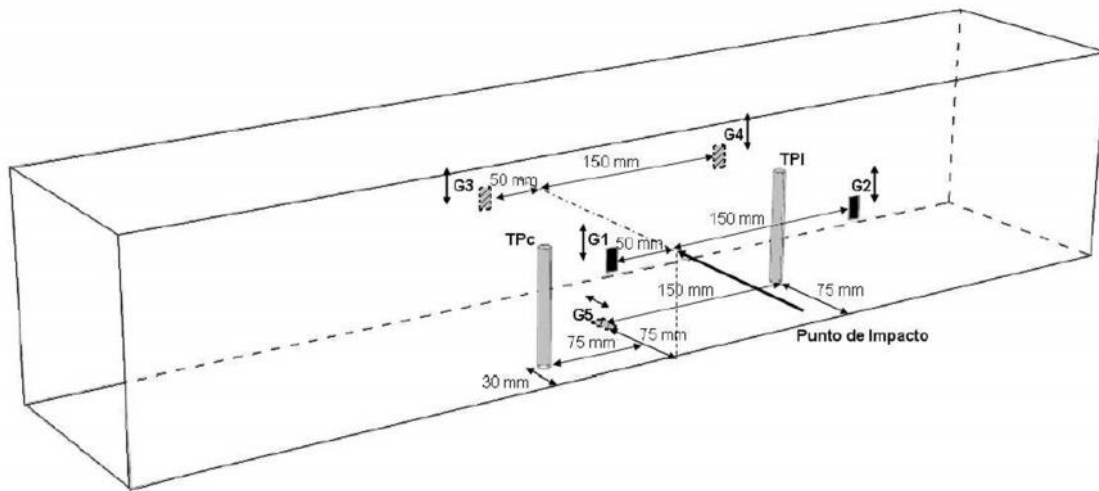


Figura 3. 2: Esquema de la distribución y orientación de los sensores de presión y de las bandas extensiométricas (<http://e-archivo.uc3m.es>).

En su interior variaba la cantidad de fluido contenida ya que pueden darse impactos con distintos porcentajes de llenado. En este ensayo se analizaron llenados del 60%, 75% y 100%.

Para realizar el experimento se emplearon como proyectiles esferas de 12,5 mm de diámetro y 8 g de masa. Para que las propiedades de los distintos proyectiles influyesen lo menos posible en el resultado del problema se trató de aproximar sus propiedades a las de un sólido rígido, de modo que se empleó acero templado para conformarlos.

Una vez preparados los materiales para el experimento, este consistía en lanzar los proyectiles a velocidades de 600 m/s y 900 m/s. Se consideró que estas últimas estaban dentro del rango de velocidades a la que puede producirse el impacto de un objeto a alta velocidad en una aeronave durante su vuelo.

Fue necesaria la utilización de casquillos para el lanzamiento de los proyectiles debido a las características de los proyectiles empleados. Estos tenían forma esférica y un diámetro significativamente menor que el calibre del cañón. Los casquillos tenían una masa de 20 g y estaban confeccionados con PVC, su misión era la de acelerar y hacer girar el proyectil a lo largo del cañón. Se pueden ver los casquillos y el proyectil en la Figura 3.3.



Figura 3.3: Geometría del casquillo y proyectil esférico (<http://e-archivo.uc3m.es>).

3.2 DESCRIPCIÓN DEL MODELO NUMÉRICO

Mediante el código LS-DYNA se ha realizado una simulación numérica del experimento explicado anteriormente. En el apartado que nos ocupa se comentara brevemente el procedimiento empleado y las distintas geometrías calculadas. Los problemas resueltos tratan de mitigar los efectos originados por el Golpe Hidrodinámico, para ello se han colocado placas en posición vertical y en dirección perpendicular al avance del proyectil, añadiendo en el interior de las placas un fluido, para tratar de frenar el avance de la onda de presión, que por requerimientos se ha considerado como aire en condiciones normales.

Se han realizado también distintos ensayos con configuraciones que difieren de la explicada en el apartado anterior, para realizar una comparativa con casos sin ningún tipo de placas que frenen el avance del proyectil y casos en los que se instalaban únicamente placas de aluminio sin cámara de aire entre ellas. Se comparaban la presión en distintos puntos del fluido y las deformaciones de las paredes de entrada y salida, siendo las condiciones de llenado del 100% y la velocidad del proyectil de 900m/s en todos ellos.

Se van a detallar a continuación las características del modelo sin placas con los materiales empleados, los contactos entre las distintas partes y las condiciones de contorno del problema, para terminar con algunas menciones al tiempo de simulación.

3.2.1 GEOMETRÍA

En este apartado se procederán a explicar las distintas características relativas a la geometría del tanque, del proyectil y de los fluidos. Para llevar a cabo este problema se ha reducido el modelo a un cuarto del total debido a las simetrías que existen en él para, con esto, reducir notablemente el tiempo de cálculo. En las siguientes figuras se muestran los diversos cortes que se le han realizado al modelo completo para conseguir la mencionada cuarta parte del mismo, además de nombrar los distintos elementos.

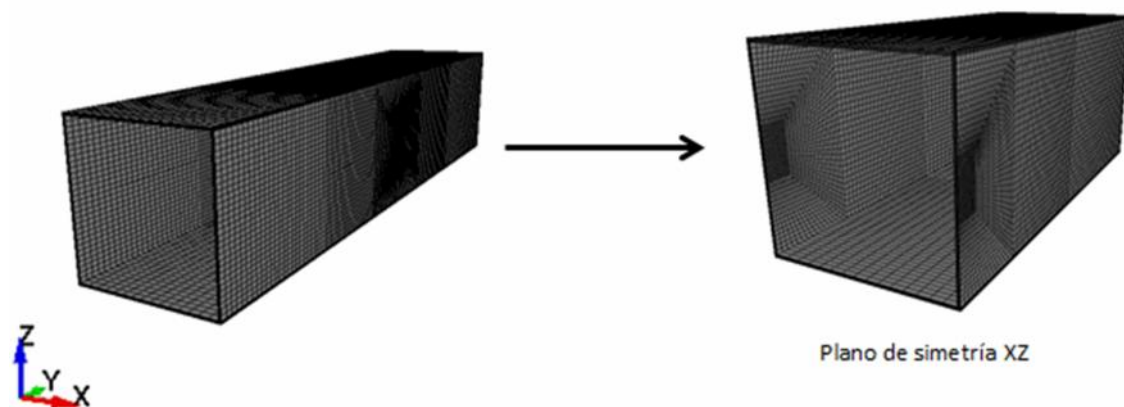


Figura 3. 4: Mitad del tanque.

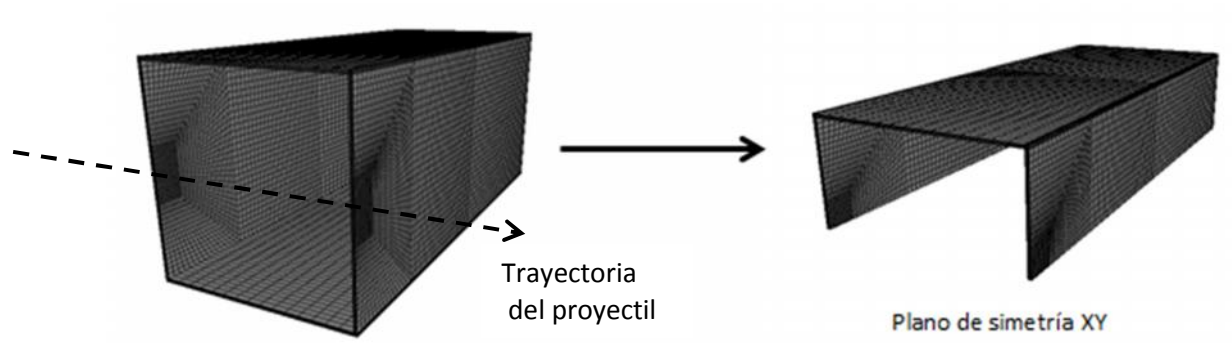


Figura 3. 5: Un cuarto de tanque.

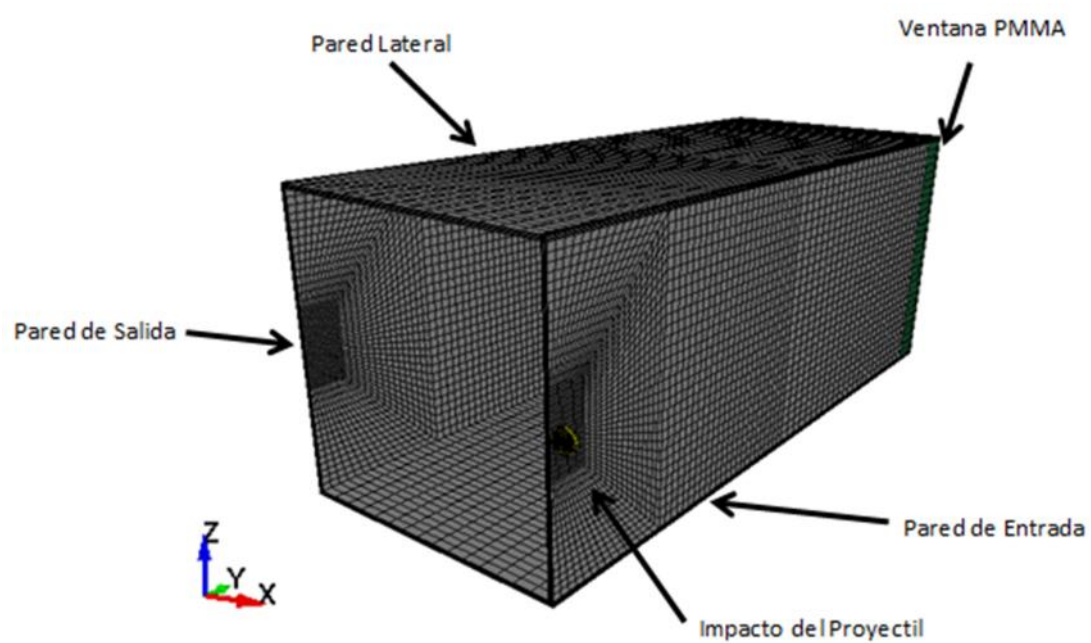


Figura 3. 6: Características del impacto y componentes del modelo.

3.2.1.1 EL TANQUE

El depósito del ensayo está compuesto por cuatro partes bien diferenciadas en la Figura 3.7, pared de entrada, pared de salida, pared lateral y ventana de PMMA. Se entiende que tanto la pared lateral como la ventana de PMMA se encuentran duplicadas en el modelo, ya que el tanque se encuentra cerrado, y se han omitido debido a que al haber aplicado simetría con respecto a dos planos. Esto es posible ya que al ser la capacidad del tanque del 100% se puede tener en cuenta dos condiciones de simetría, definiendo el problema a un cuarto. Las dimensiones del tanque utilizado para todos los ensayos se encuentran en la Tabla 3.1. Como puede apreciarse, en las intersecciones de cada una de las paredes se comparten los nodos, formando así un único conjunto necesario para la correcta resolución de los ejercicios.

TANQUE			
<i>Largo</i>	<i>Ancho</i>	<i>Alto</i>	<i>Espesor</i>
750 mm	150 mm	150 mm	2,5 mm

Tabla 3.1: Dimensiones del tanque.

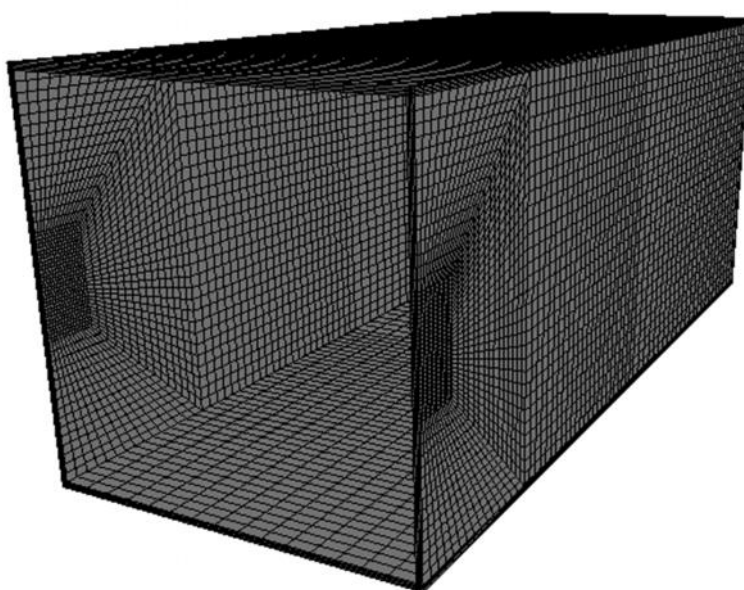


Figura 3. 7: Mitad del tanque de Aluminio.

Los elementos empleados para modelizar el tanque son idénticos en todas y cada una de las paredes. Son del tipo tridimensionales Lagrangianos hexaédricos de ocho nodos y presentan integración reducida. Con la ayuda de estos elementos se puede mallar el espesor de las paredes de 2,5 mm empleando cuatro de ellos. El mallado está muy refinado en la zona de impacto, para poder obtener resultados más exactos en esta zona, disminuyendo el número de elementos a medida que nos vamos alejando. Esto se puede apreciar de mejor manera en la Figura 3.9.

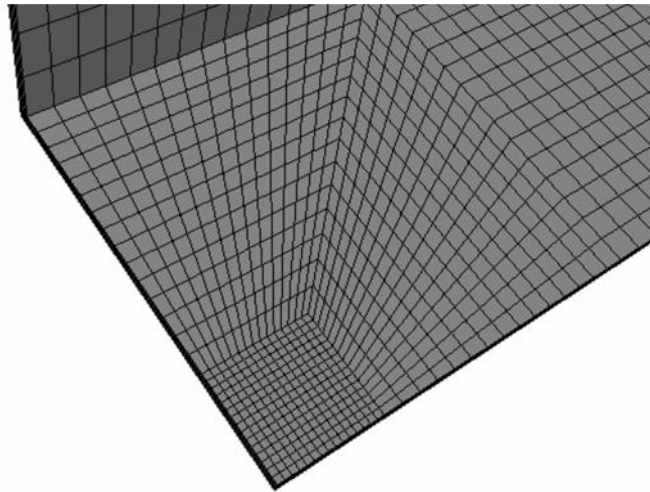


Figura 3. 8: Detalle del mallado en la zona de impacto.

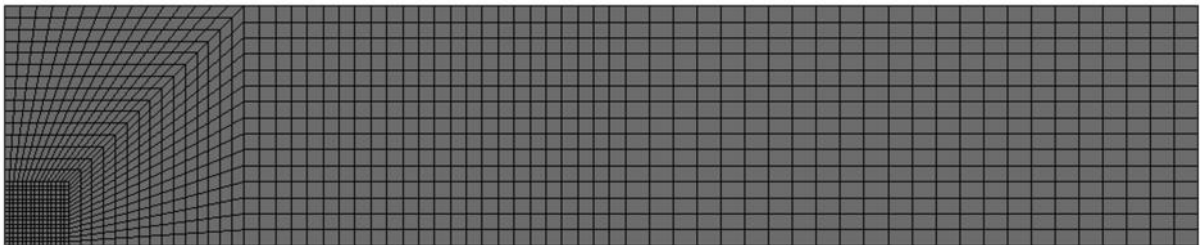


Figura 3. 9: Mallado paredes de impacto de entrada y de salida.

Las paredes laterales que no sufren impactos se han modelado con el mismo tipo de elementos tipo tridimensionales Lagrangianos hexaédricos de ocho nodos. Al no sufrir impactos en esta zona, la malla se ha creado de manera menos refinada, reduciéndose así el tiempo de la simulación considerablemente. El espesor de estas paredes se mantiene con respecto a las anteriores en 2,5 mm.

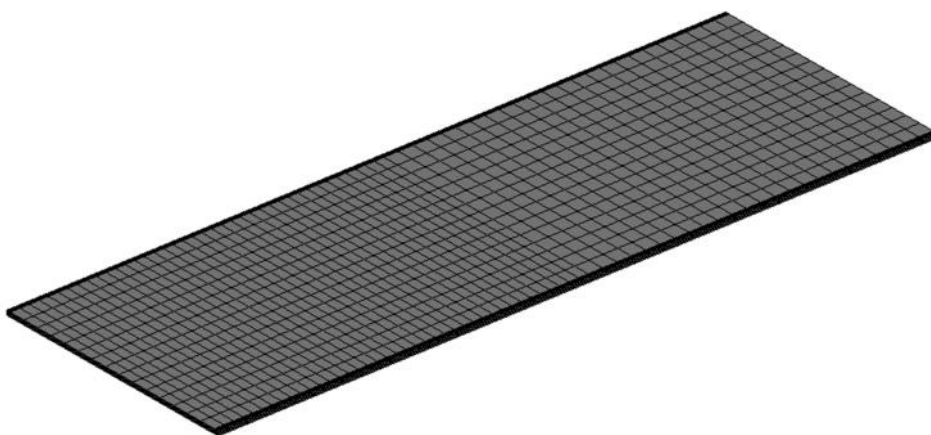


Figura 3. 10: Mallado en la mitad de la pared lateral (no impactada).

3.2.1.2 EL PROYECTIL

En este proyecto se ha empleado para los distintos casos un mismo proyectil, cuyas dimensiones se encuentran en la Tabla 3.2. Se ha modelizado mediante la misma clase de elementos que las paredes del tanque. Esta formulación de “elemento sólido de tensión constante” permite obtener unos resultados más refinados debido a la mayor interacción entre la malla del proyectil y la de la pared. Tratándose de la modelización del proyectil también se ha tenido en cuenta ambas simetrías presentes en el modelo al igual que con el resto de elementos.

ESFERA
<i>Diámetro</i>
12 mm

Tabla 3.2: Dimensiones del proyectil esférico.

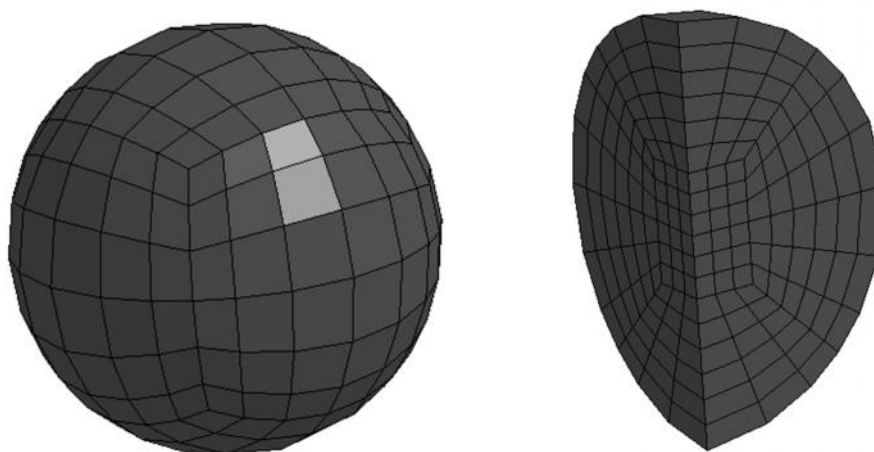


Figura 3. 11: Mallado del proyectil. Izqda.: Proyectil esférico. Dcha.: Cuarto de proyectil.

3.2.1.3 LOS FLUIDOS

Hay tres fluidos presentes en los casos estudiados, los cuales son el agua presente en el interior del tanque, el aire que rodea todo el modelo y el aire presente entre las placas de aluminio del interior. Ambos, el aire interior y el exterior tienen las mismas propiedades, a pesar de estar ubicados en posiciones distintas del problema.

Para la discretización de cualquiera de los dos fluidos se han empleado elementos hexaédricos de ocho nodos con una formulación ALE, los cuales vienen marcados en el código LS-DYNA por medio del comando ELFORM=11 incluido dentro de la tarjeta en la que definimos la sección del material. Este programa define el mallado como un caso particular ALE donde la velocidad de la malla es cero, convirtiéndose este en un caso puramente Euleriano.

Al igual que sucede en otras regiones del modelo, todos aquellos nodos situados en regiones en las que entran en contacto los fluidos, deben ser los mismos para posibilitar la transferencia de esfuerzos al resto de la estructura. Como se ha mencionado anteriormente, los fluidos también se han diseñado a un cuarto por las condiciones de simetría para ahorrar tiempo de simulación. En la siguiente figura se presentan los fluidos recogidos en el modelo.

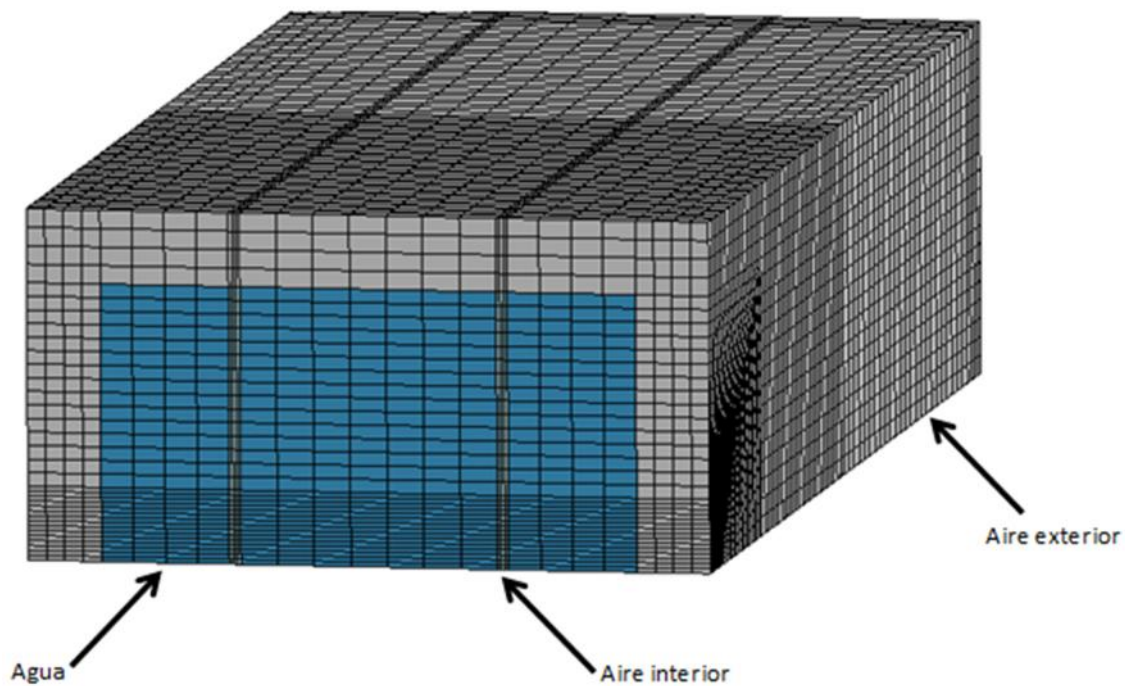


Figura 3. 12: Cuarto del modelo mostrando los fluidos.

3.2.1.4 LAS PLACAS

Las placas cuyo fin es el de reducir los efectos del Golpe Hidrodinámico han sido modelizadas con elementos Lagrangianos tipo “shell” bidimensionales de cuatro nodos. Este tipo de elementos únicamente tienen un nodo a lo largo el espesor, teniendo, sin embargo, dos puntos de integración a lo largo del mismo. Su espesor para los casos tratados será de 1 mm. Estas placas también se ven afectadas por los dos planos de simetría por lo que también se han modelado a un cuarto de la totalidad de su tamaño. En la siguiente tabla se muestran las medidas de las placas completas, teniéndose que tener en cuenta lo que se acaba de mencionar.

PLACAS		
<i>Largo</i>	<i>Ancho</i>	<i>Espesor</i>
750 mm	150 mm	2mm

Tabla 3.3: Dimensiones de las placas.

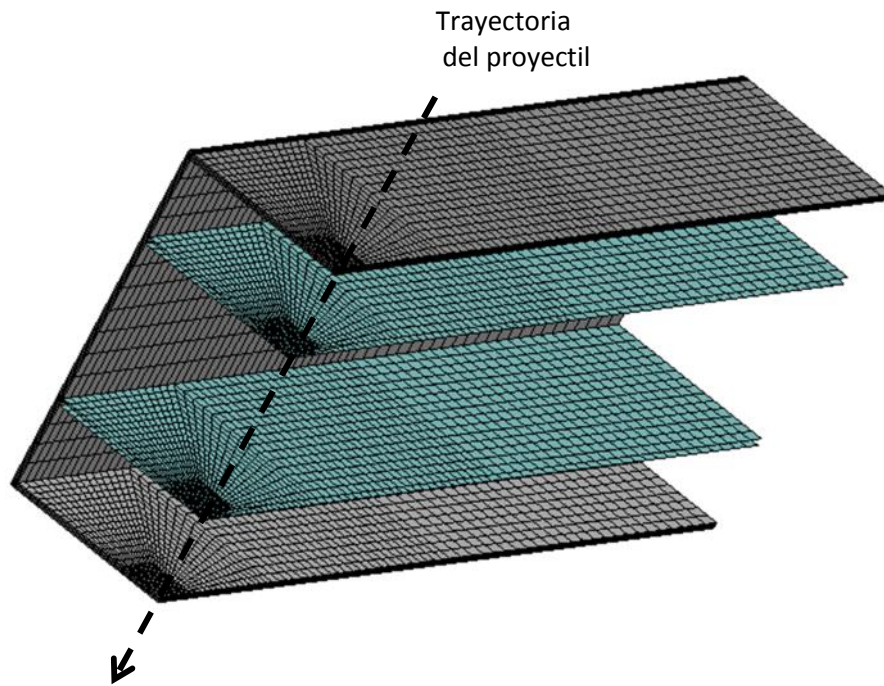


Figura 3. 13: Cuarto del modelo con todas las placas.

Para terminar con este punto se muestra a continuación, en la Figura 3.14 una imagen con todos los elementos que forman el modelo. Como se ha comentado anteriormente, únicamente se ha definido un cuarto de cada una de las partes que componen el modelo gracias a la existencia de los planos de simetría.

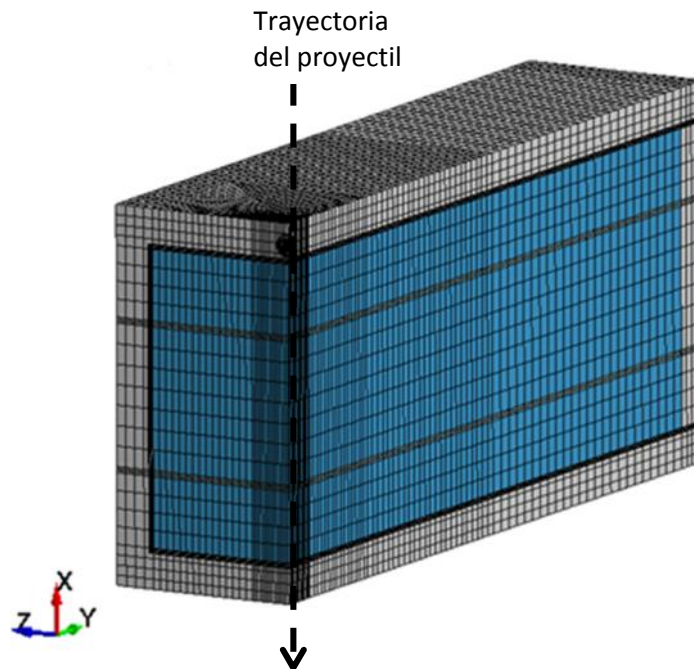


Figura 3. 14: Cuarto del modelo con dos cámaras de aire.

3.2.2 MATERIALES

En esta sección se describirán los materiales empleados en cada uno de los componentes del modelo. Se explicarán individualmente cada uno de ellos y se detallarán cuáles son los parámetros más característicos.

3.2.2.1 EL TANQUE Y LAS PLACAS

El conjunto del tanque con todas las placas está compuesto de aluminio del tipo *Al 6063-T5*. Las propiedades de este material empleadas para el problema se muestran en la siguiente tabla.

ALUMINIO Al 6063-T5		
Densidad	Módulo de Young	Coefficiente de Poisson
2700 Kg/m ³	71 · 10 ⁹ N/m ²	0,33

Tabla 3.4: Propiedades Al 6063-T5.

El modelo *Johnson / Cook* [30] es el que ha sido utilizado en la definición del tanque y las placas en el código. Éste es utilizado frecuentemente en problemas en los que existen variaciones importantes en la tensión y donde se produce el reblandecimiento del material como consecuencia del incremento de temperatura adiabática producido por el incremento térmico. La tensión en el material se encuentra expresada en la ecuación (3.1).

$$\sigma_y = \left(A + B(\bar{\epsilon}^p)^n \right) \left(1 + C \log \left(\frac{\dot{\bar{\epsilon}}^p}{\dot{\bar{\epsilon}}^0} \right) \right) \left(1 - \left(\frac{\bar{\epsilon} - \bar{\epsilon}_0}{\bar{\epsilon}_m - \bar{\epsilon}_0} \right)^m \right) \quad (3.1)$$

Donde σ_y es el límite elástico, $\bar{\epsilon}^p$ la deformación plástica equivalente, $\dot{\bar{\epsilon}}^p$ la velocidad de deformación plástica equivalente, $\bar{\epsilon}_0$ la temperatura de referencia, $\bar{\epsilon}_m$ la temperatura de fusión y A , B , n y m son parámetros del material. Los valores de estos últimos se encuentran en la Tabla 3.5 y han sido extraídos de los trabajos de Karagiozova y Jones y del de Yang [31] y [32]. Cabe destacar que la eliminación de los elementos se produce cuando la deformación plástica alcanza un valor crítico.

CONSTANTES JOHNSON / COOK (AL 6063-T5)	
A	200 MPa
B	144 MPa
c	0,62
n	0
m	1
ϵ_f	0,2

Tabla 3.5: Constantes Johnson / Cook.

Para obtener la presión en este problema se ha empleado una ecuación Lineal Polynomial, en la que la energía interna es lineal y la presión se define mediante la siguiente ecuación:

$$P = C_0 + C_1 \sim + C_2 \sim^2 + C_3 \sim^3 + (C_4 + C_5 \sim + C_6 \sim^2) E \quad (3.2)$$

El parámetro $\mu = (\rho/\rho_0)$, es el cociente entre la densidad actual ρ y la de referencia ρ_0 .

Los valores necesarios en el problema para la ecuación de estado (3.2) se muestran en la siguiente tabla.

CONSTANTES EOS LINEAL POLYNOMIAL (AL 6063-T5)	
$C_0 = C_2 = C_3 = C_4 = C_5 = C_6$	0
C_1	70

Tabla 3.6: Constantes EOS Lineal Polynomial (Tanque y placas).

El valor de la presión P depende únicamente de la densidad calculada en cada instante de tiempo del problema, de la densidad de referencia y de la constante C_1 , ya que, como se muestran en la Tabla 3.6, todas las demás constantes de las que depende tienen un valor de 0.

A su vez, el valor del parámetro C_1 se obtiene de la ecuación (3.3), es denominado módulo de compresibilidad y relaciona el módulo de Young E y el coeficiente de Poisson ν .

$$K = \frac{E}{3(1 - 2\nu)} \quad (3.3)$$

3.2.2.2 EL PROYECTIL Y LA VENTANA DE PMMA

A la hora de modelizar el proyectil, se ha empleado como material el acero convencional, con propiedades de material elástico lineal ya que, como consecuencia de lo observado en estudios previos, éste no experimentaba ninguna deformación plástica. Sus propiedades vienen marcadas en la siguiente tabla.

ACERO		
<i>Densidad</i>	<i>Módulo de Young</i>	<i>Coeficiente de Poisson</i>
7850 Kg/m ³	207 · 10 ⁹ N/m ²	0,28

Tabla 3.7: Propiedades del acero.

La ventana de PMMA, según se dedujo en ensayos anteriores, tampoco ha de sufrir ninguna deformación plástica ya que esta supuesta como un elemento rigidizador del sistema emulando un empotramiento. Por ello, se ha empleado un material elástico lineal cuyas propiedades se encuentran en la Tabla 3.8.

POLIMETILMETACRILATO		
Densidad	Módulo de Young	Coefficiente de Poisson
1180 Kg/m ³	3 · 10 ⁹ N/m ²	0,35

Tabla 3.8: Propiedades del polimetilmetacrilato.

3.2.2.3 LOS FLUIDOS

3.2.2.3.1 EL AGUA

Las propiedades necesarias para describir el agua en el modelo que nos ocupa son las siguientes:

AGUA	
Densidad	Viscosidad dinámica(ν_d)
1000 Kg/m ³	0,89 · 10 ⁻³ Pas

Tabla 3.9: Propiedades del agua.

La modelización del agua se ha llevado a cabo mediante una ecuación constitutiva viscosa a la que el código LS-DYNA le otorga el nombre de *Material Null* [33].

$$\dot{\tau}_{ij} = 2\hat{\nu}_d \dot{V}'_{ij} - P u_{ij} \quad (3.4)$$

El término $\dot{\tau}_{ij}$ representa el tensor de tensiones de Cauchy, $\hat{\nu}_d$ hace referencia a la viscosidad dinámica, \dot{V}'_{ij} es el tensor desviador de la velocidad de deformación y u_{ij} es el tensor identidad de orden dos.

Para poder emplear esta formulación, es necesario definir una ecuación de estado. La más indicada en este caso es la de *Gruneisen* [34], en la que se define la presión en materiales sometidos a compresión, ecuación (3.5) o expansión, ecuación (3.6).

$$P = \frac{C^2 \left(1 + \left(1 - \frac{x_0}{2} \right) \tilde{\epsilon} - \frac{a}{2} \tilde{\epsilon}^2 \right)}{\left(1 - (S_1 - 1) \tilde{\epsilon} - S_2 \frac{\tilde{\epsilon}^2}{1 + \tilde{\epsilon}} - S_3 \frac{\tilde{\epsilon}^3}{(1 + \tilde{\epsilon})^2} \right)^2} + (x_0 + a \tilde{\epsilon}) E \quad (3.5)$$

$$P = P_0 C^2 + (\chi_0 + a)E \quad (3.6)$$

En el primero de los casos, donde los materiales se encuentran sometidos a compresión y teniendo en cuenta que v_s y v_p son las velocidades de la onda y de la partícula respectivamente, los términos, S_1 , S_2 y S_3 son los coeficientes de la pendiente de la curva $v_s - v_p$. La ordenada en el origen de esta curva es C . El gamma de Gruneisen se representa en la ecuación (3.5) como χ_0 y a es un parámetro de corrección de volumen de primer orden de este último. Finalmente E indica la energía interna por unidad de volumen.

Los valores de las constantes empleadas en este modelo han sido extraídas del trabajo de Boyd et al [35] y se indican en la Tabla 3.10.

CONSTANTES GRUNEISEN (AGUA)	
C	1448 m/s
S_1	1,979
$S_2 = S_3$	0
γ_0	0,11
a	3

Tabla 3. 10: Constantes Gruneisen.

3.2.2.3.2 EL AIRE

El aire está presente en varias zonas del modelo. Podemos encontrarlo rodeando el tanque y en los intersticios existentes entre las placas de aluminio del interior del contenedor. Dado que es el mismo fluido el que se encuentra en las distintas ubicaciones, solo se ha definido una vez por medio del modelo de material igual al del agua *Material Null* (ecuación (3.4) que permite que el fluido se desplace libremente por el interior y el exterior del recipiente deformando las paredes. Las propiedades requeridas en este problema se definen en la siguiente tabla.

AIRE	
<i>Densidad</i>	<i>Viscosidad dinámica (ν_d)</i>
1,22 Kg/m ³	1,77 · 10 ⁻⁵ Pas

Tabla 3.11: Propiedades del aire.

También se requiere en este caso de una ecuación de estado, que una vez más coincide con la del tanque *Linear Polynomial* definida en la ecuación (3.2). Sin embargo varían las constantes presentes en la misma, que serán definidas en la Tabla 3.12 y 3.13.

CONSTANTES EOS LINEAL POLYNOMIAL (AIRE)	
$C_0 = C_1 = C_2 = C_3 = C_6$	0
$C_4 = C_5$	$\chi - 1$

Tabla 3.12: Constantes Lineal Polynomial (Aire).

El coeficiente γ es el cociente de calores específicos tal y como se muestra en la ecuación (3.7).

$$\chi = \frac{C_p}{C_v} = 1,4 \quad (3.7)$$

Si tenemos en cuenta todo lo mencionado anteriormente, la ecuación (3.2) puede resumirse en:

$$P = (\chi - 1) \frac{\dots}{\dots_0} E \quad (3.8)$$

Resultando como valores finales de las constantes antes dependientes del parámetro γ los mostrados en la siguiente tabla.

CONSTANTES LINEAL POLYNOMIAL (AIRE)	
C_4	0,4
C_5	0,4

Tabla 3.12: Valores Constantes Lineal Polynomial (Aire).

3.2.3 CONTACTOS

Un contacto se define como la interacción entre dos partes que han sido modelizadas con elementos Lagrangianos. Para identificar todos y cada uno de ellos hay que revisar por completo la evolución del problema durante todo el tiempo de simulación, pudiendo ver así que partes entraran en contacto unas con otras.

En el estudio que nos ocupa el número de contactos variará conforme al número de placas empleado en cada ensayo y la posición de cada una de ellas. Habiendo de ser estos un mínimo de dos que tendrán lugar en el contacto entre el proyectil y las caras de impacto, tanto la de entrada del proyectil como la de salida del mismo. Éste será del tipo *contacto automático superficie a superficie*, (en LS-DYNA *contact automatic surface to surface*) y será el mismo que se definirá en la interacción del proyectil con las distintas placas ensambladas. Podemos ver un ejemplo del mismo en la Figura 3.15.

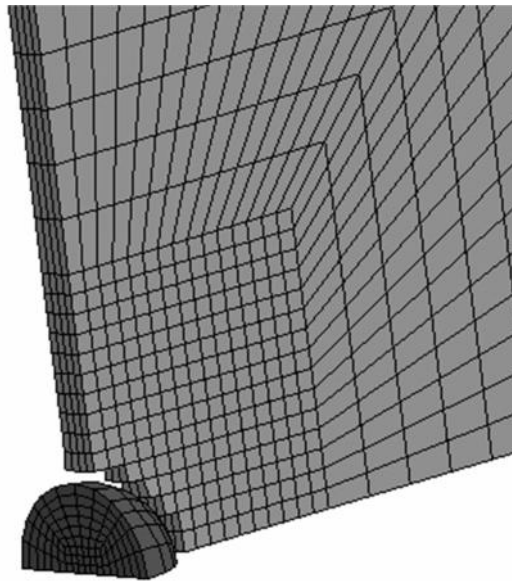


Figura 3. 15: Contacto del proyectil con placa de impacto de entrada.

Naturalmente otros contactos que se pueden encontrar en el modelo son los de unas placas con otras. En este caso concreto las placas que conforman el tanque no han sido modelizadas con ningún tipo de contacto entre ellas, sino que los nodos de las zonas en que están unas próximas a otras son los mismos, esto es posible haciendo que el nodo del mismo material y con las mismas condiciones coincida en ambas placas, eliminando los posibles nodos duplicados.

Sin embargo las placas interiores del tanque no han de compartir los mismos nodos con la pared lateral a la que están unidos, por lo que se genera un contacto con dicha placa que será del tipo *contacto restringido de nodos a la superficie* (en LS-DYNA *contact tied nodes to surface*). Podemos ver un ejemplo en la Figura 3.16 en la que se muestra una de las placas interiores en contacto con la cara lateral del problema, en la figura se indica el contacto mencionado.

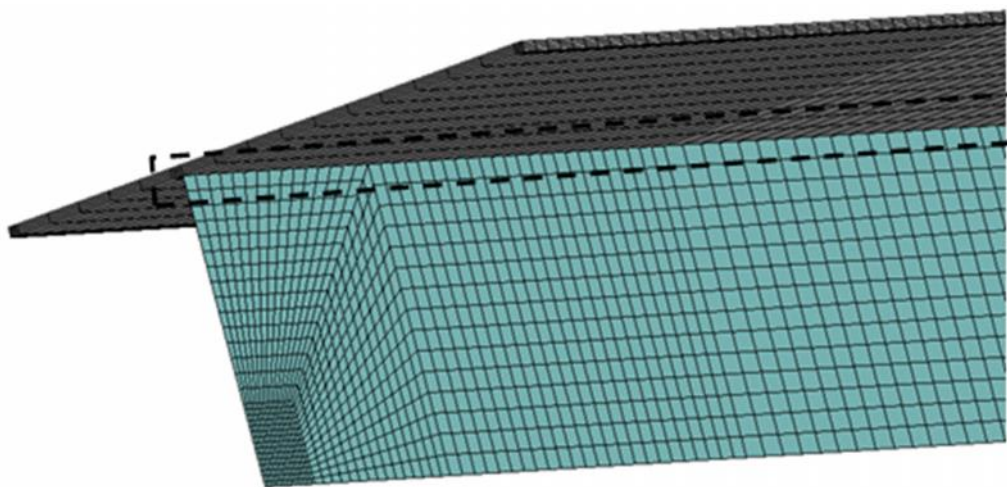


Figura 3. 16: Contacto de la placa horizontal con la placa trasera.

3.2.4 CONDICIONES DE CONTORNO

En este punto se procederá a describir algunas de las condiciones de contorno que definen este problema, como las condiciones de simetría o las distintas interacciones entre fluidos y estructuras dentro del problema. Finalmente se tratarán también las condiciones iniciales presentes al principio del mismo.

3.2.4.1 SIMETRÍA DEL MODELO

Tratándose del modelo calculado, este presenta varias condiciones de simetría respecto a los planos XY y XZ que son posibles debido a su sección cuadrada en conjunto con el porcentaje de llenado del 100%. A pesar de que al ser de sección cuadrada y simétrica en toda su longitud, no serían posibles las dos condiciones de simetría si no se encontrara repleto de fluido en su interior.

Estas características del caso permiten diseñarlo a un cuarto de su geometría aplicando ciertas condiciones restrictivas a los planos que coinciden con los de simetría. Todo esto permite reducir el problema al máximo llegando a reducir notablemente tanto el tiempo de simulación, como la complejidad del modelo. Lo que se traduce en una mayor capacidad de cálculo aportada por la reducción de tiempos.

El procedimiento para aplicar las condiciones restrictivas consiste en crear un conjunto de nodos independientes a lo largo de cada uno de los planos que coinciden con los de simetría a los que se les asignan las restricciones correspondientes. En la Figura 3.17 podemos observar los nodos marcados en el proyectil a los que les asignaremos las condiciones de simetría del plano XY.

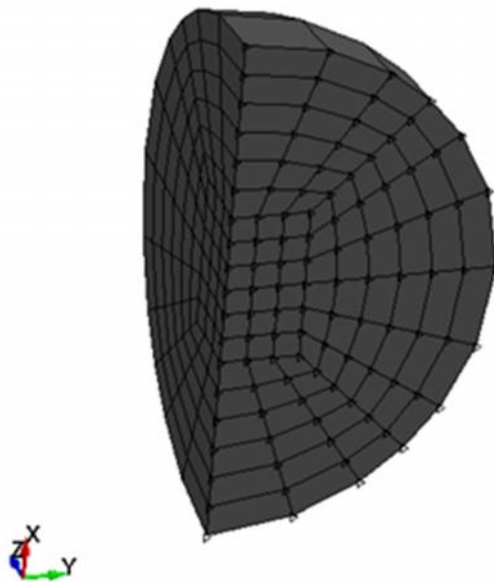


Figura 3. 17: Nodos de simetría XZ proyectil.

Las restricciones que se aplican en cada uno de los planos impiden tanto giros como desplazamientos. Para ello se tiene en cuenta que el desplazamiento en el eje perpendicular al plano de simetría debe ser nulo y la única rotación posible es en torno a ese mismo eje. En la siguiente tabla se muestran todas las restricciones aplicadas en el problema.

RESTRICCIONES EN EL MOVIMIENTO DE LOS NODOS	
<i>PLANO DE SIMETRÍA XY</i>	<i>PLANO DE SIMETRÍA XZ</i>
<i>Translación según el eje Z</i>	<i>Translación según el eje Y</i>
<i>Rotación según el eje X</i>	<i>Rotación según el eje X</i>
<i>Rotación según el eje Y</i>	<i>Rotación según el eje Z</i>

Tabla 3.13: Restricciones en los nodos.

3.2.4.2 INTERACCIONES FLUIDO-ESTRUCTURA

Las interacciones entre fluidos y estructuras en este problema son el elemento más importante del mismo, se producen entre las partes de la estructura definidas con elementos Lagrangianos y las partes descritas mediante la formulación ALE lo cual se denomina acoplamiento. Éste se realiza en el código a través del comando *Constrained Lagrange in solid* que mediante fuerzas de penalización entre el fluido y la estructura impide que la malla de fluido penetre en la de la estructura. Las fuerzas mencionadas tienen características que se asemejan a las de los muelles y son proporcionales a la profundidad de penetración y a la rigidez. Para que todos los acoplamientos se realicen de manera correcta es muy importante que los vectores normales de los componentes estructurales con mallado Lagrangiano se orienten en dirección al fluido ALE.

La cantidad de acoplamientos necesaria en la definición del problema es directamente proporcional al número de placas que este contenga. Sin embargo algunos de ellos siempre deben estar presentes en la totalidad de los casos resueltos como son el acoplamiento entre las paredes del tanque y el proyectil (estructura Lagrangiana) con el agua contenida dentro y el aire exterior. En los casos que nos ocupan, al contener también aire en su interior se han tenido que modificar los “*Constrained Lagrange in solid*”.

Debido a la complejidad por el número de acoplamientos necesarios para restringir los tres fluidos contenidos en el problema, esto se simplificó generando un set que contenía todas las partes fluidas convirtiéndolas en una sola para después hacerlo interactuar con los distintos componentes estructurales. Esta práctica le ahorra al problema tiempo de cálculo no teniendo que comprobar en todo momento un mayor número de acoplamientos.

3.2.4.3 CONDICIONES INICIALES

En los distintos modelos operados la única condición aplicada en el instante cero es la relacionada con la velocidad del proyectil. En todos ellos, la condición impuesta era la de una velocidad en la dirección del eje X, en sentido negativo y con valor de 900 m/s.

3.2.5 TIEMPO DE SIMULACIÓN

Es vital conocer la duración de las simulaciones ya que a medida que este aumenta, lo hace también el tiempo computacional. Los primeros ensayos realizados otorgaron claridad en este sentido. En ellos se podía apreciar aproximadamente la duración del fenómeno de estudio y se observó, que tanto la presión en el fluido como la velocidad del proyectil, se mantenían prácticamente constantes tras el primer milisegundo. Por otro lado, esto no sucedía en los desplazamientos de las paredes del tanque, que no llegaban a converger en un valor constante hasta alcanzar los 8 ms, siendo este tiempo algo mayor para algunos de los otros casos. Finalmente el tiempo establecido para las simulaciones fue de 10 ms.

3.3 CASOS ANALIZADOS

En este proyecto se pretenden mitigar los efectos del Golpe Hidrodinámico que tienen lugar al impactar un proyectil contra un tanque lleno de combustible, mediante la colocación de placas de aluminio con cámara de aire en su interior y comparar estos resultados con los de modelos que únicamente contengan placas en su interior.

Para llevar a cabo esta comparativa se han seleccionado 8 casos, los cuales aportaban los resultados más representativos. Siendo el primero de ellos el de un tanque de combustible sin nada aparte del fluido de su interior que se ha utilizado como referencia. Los otros casos contenían placas en su interior en distintas posiciones, estando colocadas en todos y cada uno de ellos de manera vertical, paralelas a las paredes de entrada y de salida y perpendiculares a la dirección de avance del proyectil. Teniendo algunos, la citada anteriormente, cámara de aire. Por último se ha de añadir que todas las placas empleadas para estos ensayos han sido malladas con la misma geometría que las paredes de entrada y de salida, esto es, con un mallado más fino en la zona en la que impacta el proyectil.

Inicialmente se han realizado los casos que no incluían cámara de aire con placas de aluminio de 1 mm de grosor. En el primero de ellos se ha colocado una sola placa en posición vertical, a una distancia de 45 mm de la pared de impacto (Figura 3. 19). En el segundo caso la placa se encontraba en la zona más alejada de la pared por la que hace su entrada el proyectil, concretamente a 100 mm (Figura 3. 20). Realizando la combinación de estos dos casos en uno, se ha obtenido un tercer caso que contenía dos placas en las posiciones citadas con anterioridad (Figura 3. 21).

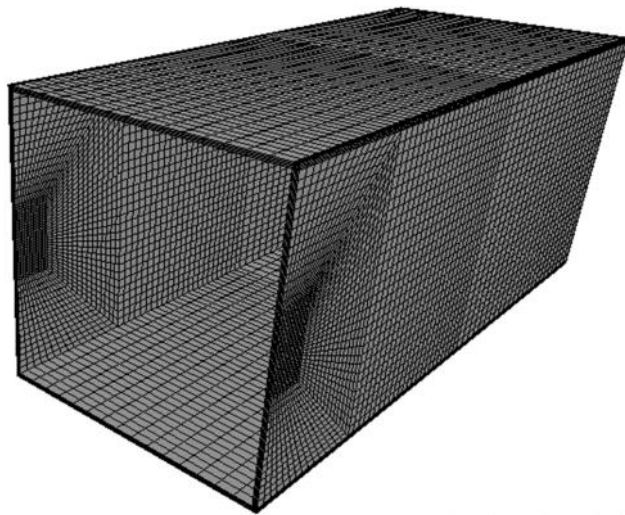


Figura 3. 18: Mitad del modelo de referencia

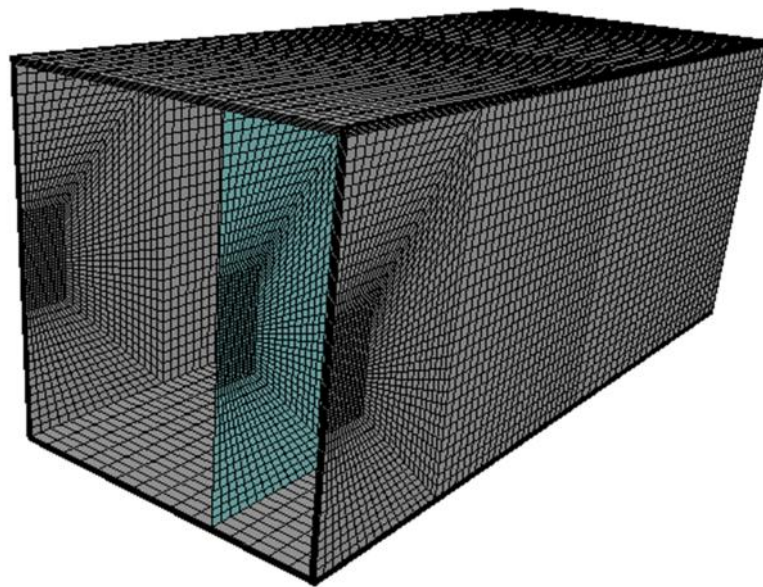


Figura 3. 19: Mitad del modelo con una placa cerca de la zona de impacto.

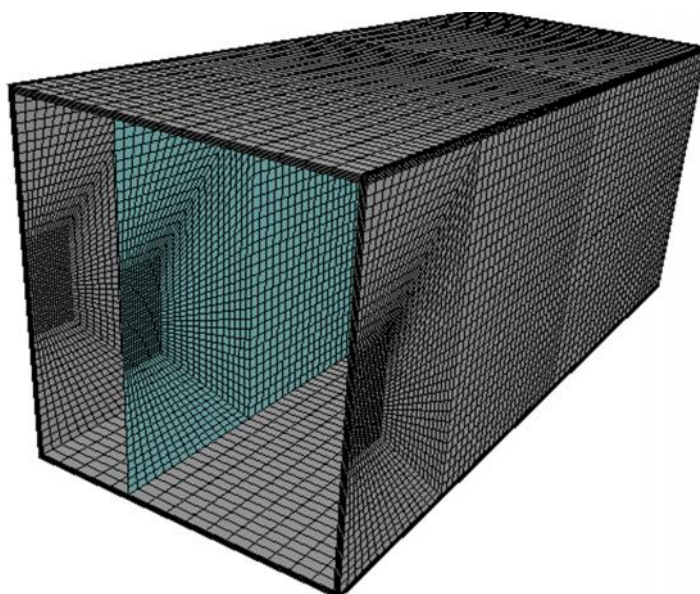


Figura 3. 20: Mitad del modelo con una placa lejos de la zona de impacto.

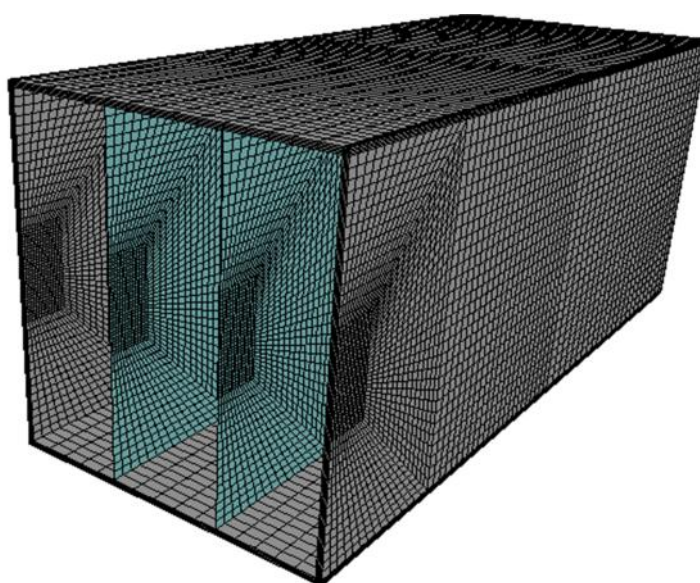


Figura 3. 21: Mitad del modelo con dos placas. Una cerca y otra lejos de la zona de impacto.

Por otra parte se han realizado cuatro casos en los que se incluían las placas de 1 mm de grosor por parejas y alojando entre ellas una cámara de aire. La posición en todos los casos era vertical y perpendicular a la dirección del proyectil. Al igual que en los casos anteriores se han colocado en posiciones cercanas y alejadas de la pared de impacto para estudiar como varían los efectos debidos al fenómeno. El primero de estos casos contenía dos placas con cámara de aire a 45 mm del impacto Figura 3.22. El segundo contenía dos placas alejadas de la zona de

impacto a 100 mm Figura 3.23. Combinando estos dos se ha vuelto a obtener un modelo de cuatro placas en las mismas posiciones de los dos que se acaban de citar Figura 3.24. Para estudiar los efectos que surgen debido a la onda de presión se ha generado un cuarto caso en el que las cuatro placas contenidas se encuentran más alejadas entre ambas a unas distancias de la pared de entrada de 35 mm y 110 mm respectivamente Figura 3.25.

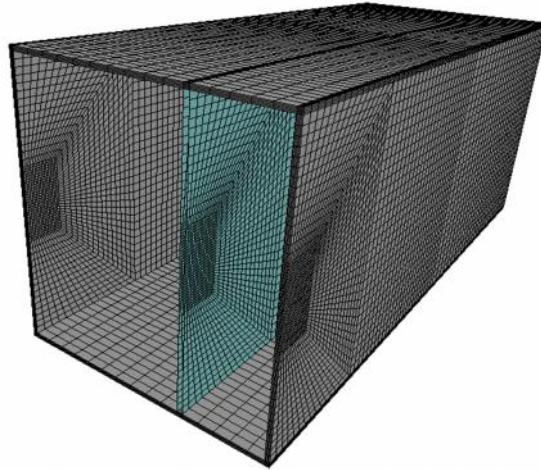


Figura 3. 22. Mitad del modelo con dos placas y cámara de aire cerca del impacto.

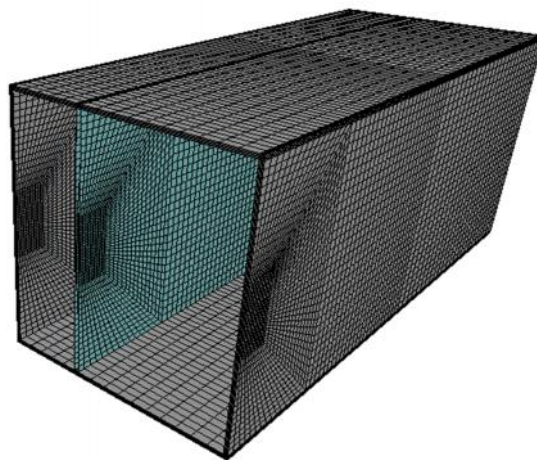


Figura 3. 23. Mitad del modelo con dos placas y cámara de aire lejos del impacto.

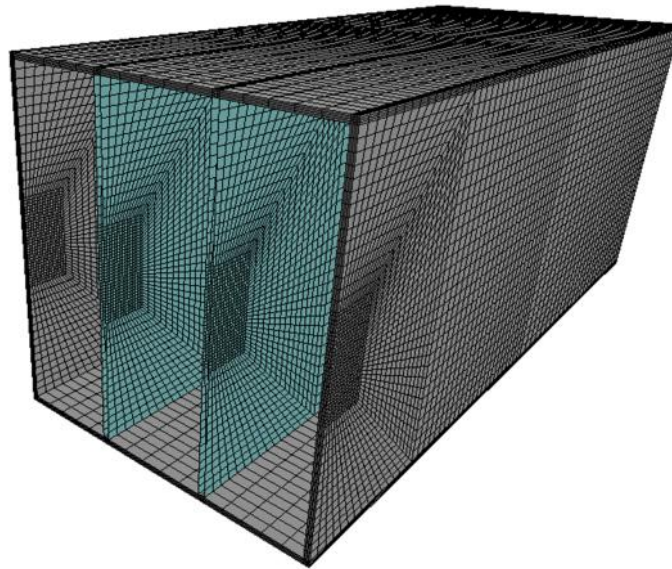


Figura 3. 24. Mitad del modelo con cuatro placas y dos cámaras de aire a 45 y 100 mm del impacto.

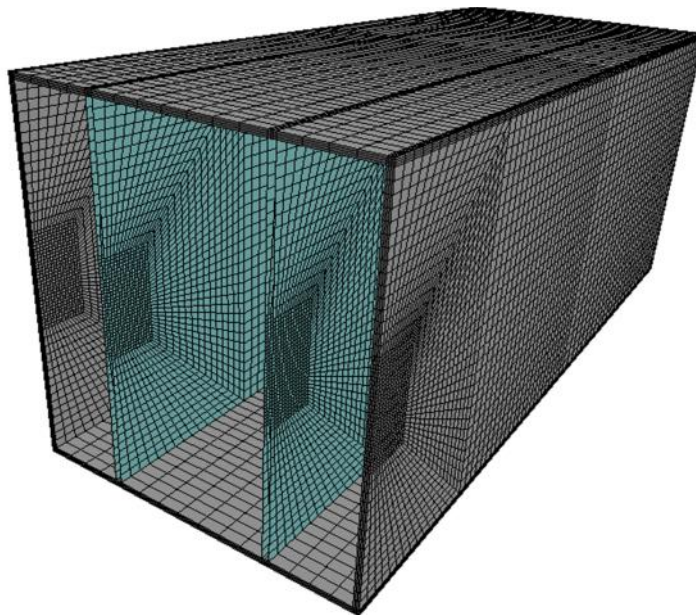


Figura 3. 25. Mitad del modelo con cuatro placas y dos cámaras de aire a 35 y 110 mm del impacto.

En la Tabla 3.14 se muestra el resumen de todos los casos simulados.

CASO	NÚMERO DE PLACAS	ESPESOR DE PLACA	CAMARA DE AIRE	DISTANCIA AL IMPACTO
1	0	NA	NO	NA
2	1	1		45
3				100
4	45 y 100			
5	2		SI	45
6				100
7	4			45 y 100
8				35 y 110

Tabla 3.14: Modelos desarrollados en este proyecto.

CAPÍTULO 4: RESULTADOS Y DISCUSIÓN

4.1 INTRODUCCIÓN

En este capítulo se mostrarán gráficamente los resultados obtenidos tras las simulaciones. En primer lugar, se tratarán los efectos producidos por el proyectil, como las fases en las que se divide el Golpe Hidrodinámico y como se ve afectada la velocidad del mismo. A continuación se analizarán en detalle las repercusiones que trae consigo el impacto de dicho proyectil a lo largo del tiempo de simulación, presiones alcanzadas en el fluido, tensiones y desplazamientos generados de las paredes del tanque y la evolución de las ondas de presión.

4.2 FASES DEL GOLPE HIDRODINÁMICO

En este apartado se observará cómo evoluciona la cavidad que se genera en el interior del tanque en las distintas fases del Golpe Hidrodinámico. Centrándonos en los casos en los que se han añadido elementos en dos posiciones dentro del tubo, conteniendo uno de ellos cámara de aire y el otro no. Al su vez se compararán con el modelo de referencia.

4.2.1 FASE DE CHOQUE

En el momento en que el proyectil impacta con la pared de entrada del tanque y penetra en el combustible se genera una onda de presión hemisférica alrededor del proyectil (Figura 4.1). Esto sucede como consecuencia de la transferencia de la energía del proyectil al fluido. La intensidad el campo de presión depende de factores como la forma, la masa y la energía cinética del proyectil.

En resumen, en esta fase se producen campos de presión intensa pero de corta duración que traen consigo únicamente, el deterioro de la pared de entrada. En la siguiente figura se muestra esta fase únicamente para el estado de referencia ya que los resultados, en este caso, son idénticos en los tres modelos.

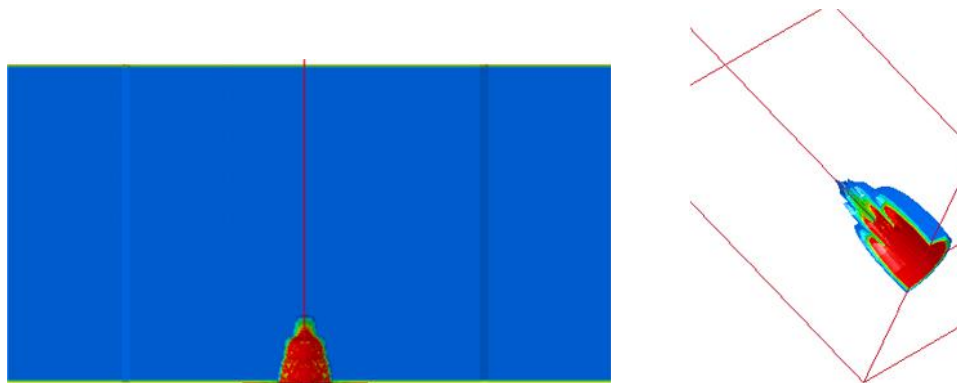


Figura 4. 1: Izqda.: Etapa de choque. Modelo de referencia. Dcha.: Onda de presión hemisférica en un cuarto de tanque. Modelo de referencia.

4.2.2 FASE RESISTENTE

En esta etapa la energía del proyectil es transferida al fluido provocando su movimiento. Contrariamente a lo que sucede en la fase de choque, el fluido se acelera gradualmente, siendo el valor máximo del pulso de presión mucho menor, pero manteniéndose más a lo largo

del tiempo. Debido a esta cesión de energía y como consecuencia de la fuerza viscosa del fluido, el proyectil comienza a perder velocidad. Además se genera una cavidad tras el proyectil y un campo de presiones causado por el desplazamiento del mismo.

Esta fase se ilustra en la Figura 4.2.

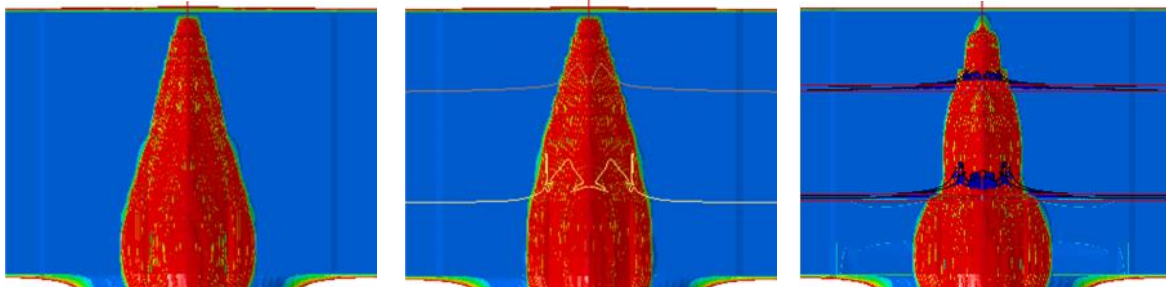


Figura 4. 2: Etapa de resistencia. Izquierda modelo de referencia, centro modelo 2 placas, derecha modelo 2 cámaras de aire.

Existen diferencias entre los casos, siendo la más característica la formación de dos cavidades en lugar de una en el caso de las dos placas y de tres cavidades en el caso de las dos cámaras de aire. Dichas cavidades están mucho mejor definidas en el tercer caso, ya que el espesor que tiene que atravesar la cavidad, es mayor.

4.2.3 FASE DE CAVITACIÓN

En esta fase la cavidad formada anteriormente crece debido a las ondas generadas en el fluido y deforma las paredes del tanque según va expansionándose. Se han tomado varias imágenes, a distintos tiempos de la simulación, de cómo transcurre esta fase en los tres modelos.

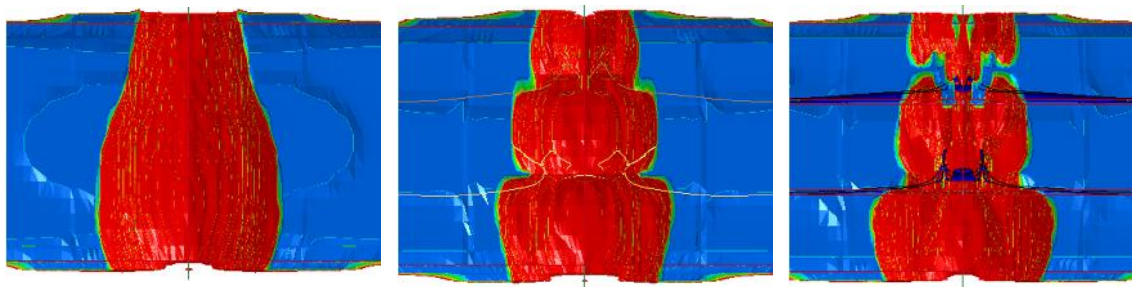


Figura 4. 3: Etapa de cavitación en el instante 1 ms. Izquierda modelo de referencia, centro modelo 2 placas, derecha modelo 2 cámaras de aire.

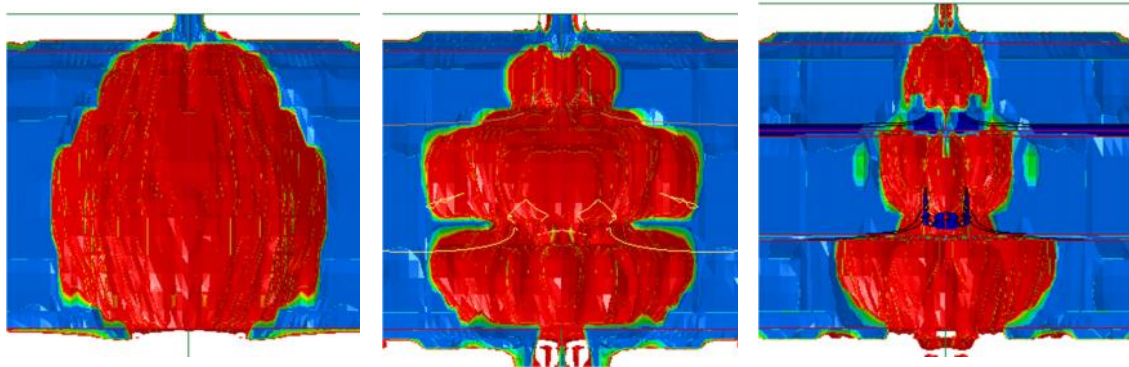


Figura 4. 4: Etapa de cavitación en el instante 3,3 ms. Izquierda modelo de referencia, centro modelo 2 placas, derecha modelo 2 cámaras de aire.

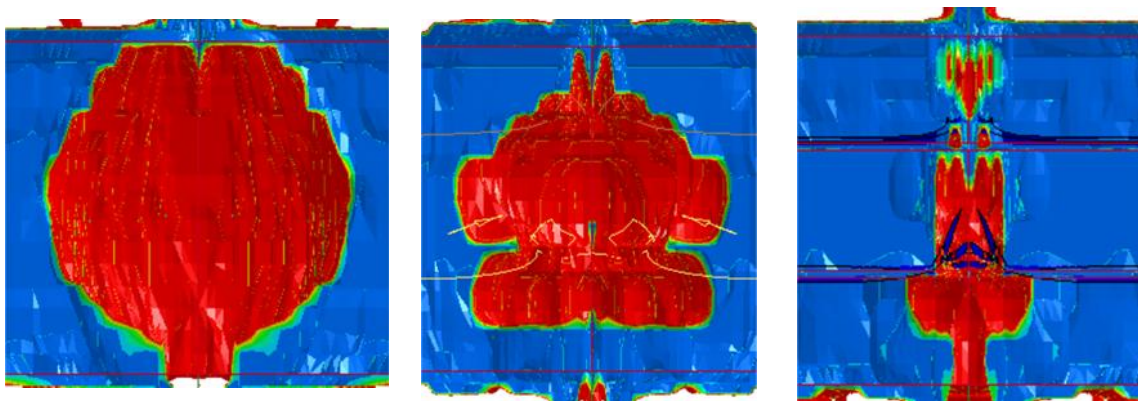


Figura 4. 5 Etapa de cavitación en el instante 6,5 ms. Izquierda modelo de referencia, centro modelo 2 placas, derecha modelo 2 cámaras de aire.

Se puede apreciar, que la cavidad que se forma, es siempre menor, a medida que se le añaden restricciones al problema, siendo en este caso la del modelo con dos cámaras de aire y cuatro placas. Este modelo es, sin duda el que mejor mitiga los efectos de las ondas de presión y del crecimiento de la cavidad. También se observa que este caso, es también el que primero comienza a disipar la cavidad, significativamente más rápido que en los otros dos casos.

La mejoría en estos modelos viene marcada por la presencia de las placas. Dichas placas provocan que se forme más de una cavidad, concretamente tres en los dos casos que nos ocupan. Esto impone a la cavidad la imposibilidad de crecer y expandirse, ya que el lugar designado para ello ve reducido su tamaño debido a la presencia de las placas.

4.2.4 FASE DE SALIDA

Cuando el proyectil atraviesa la pared de salida del tanque, la cual se encuentra pretensionada debido a la presión ejercida por el fluido, significa que se está produciendo la fase de salida del Golpe Hidrodinámico. En la Figura 4.6 se muestra el instante en el que se produce la salida del proyectil del tanque en cada uno de los modelos.

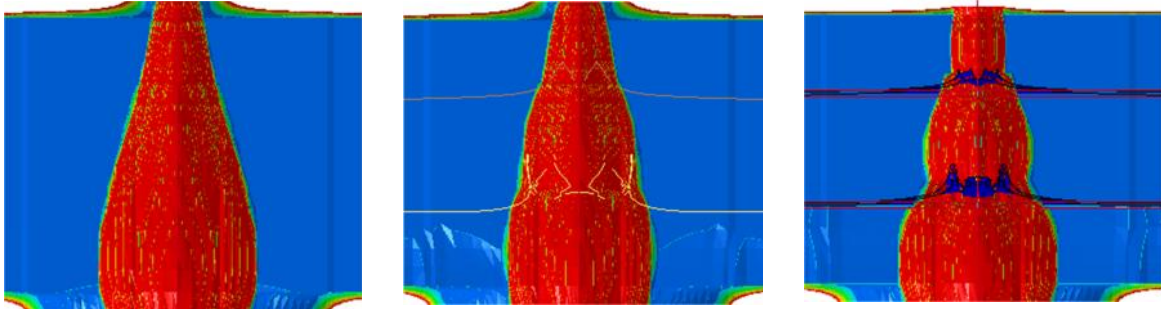
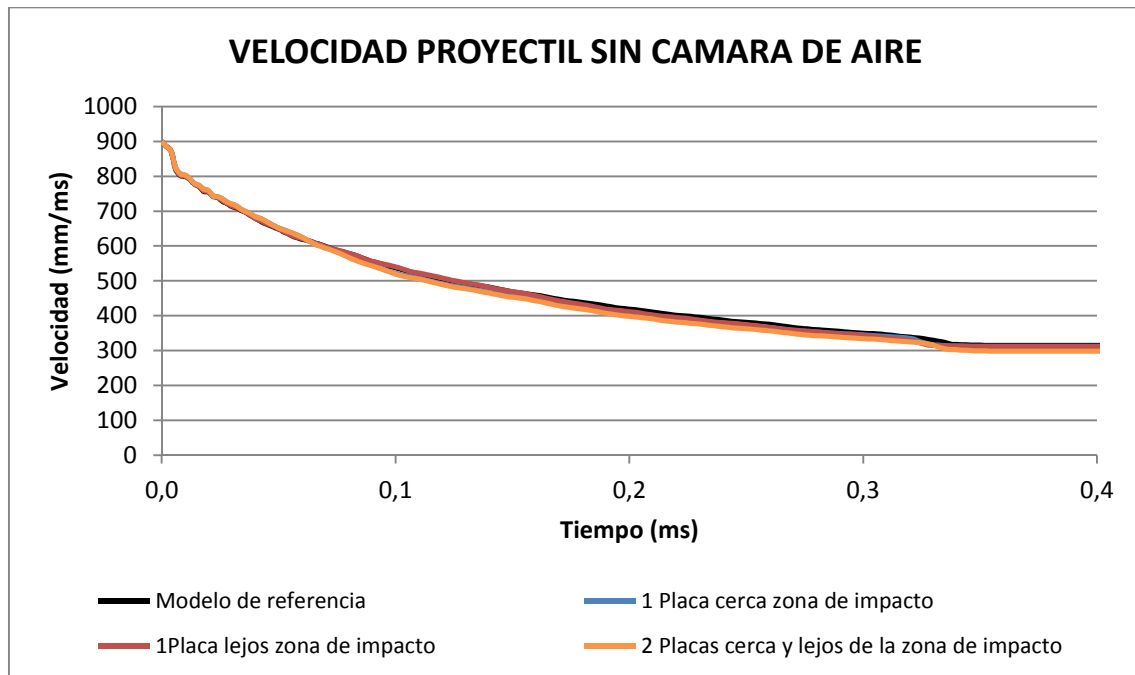


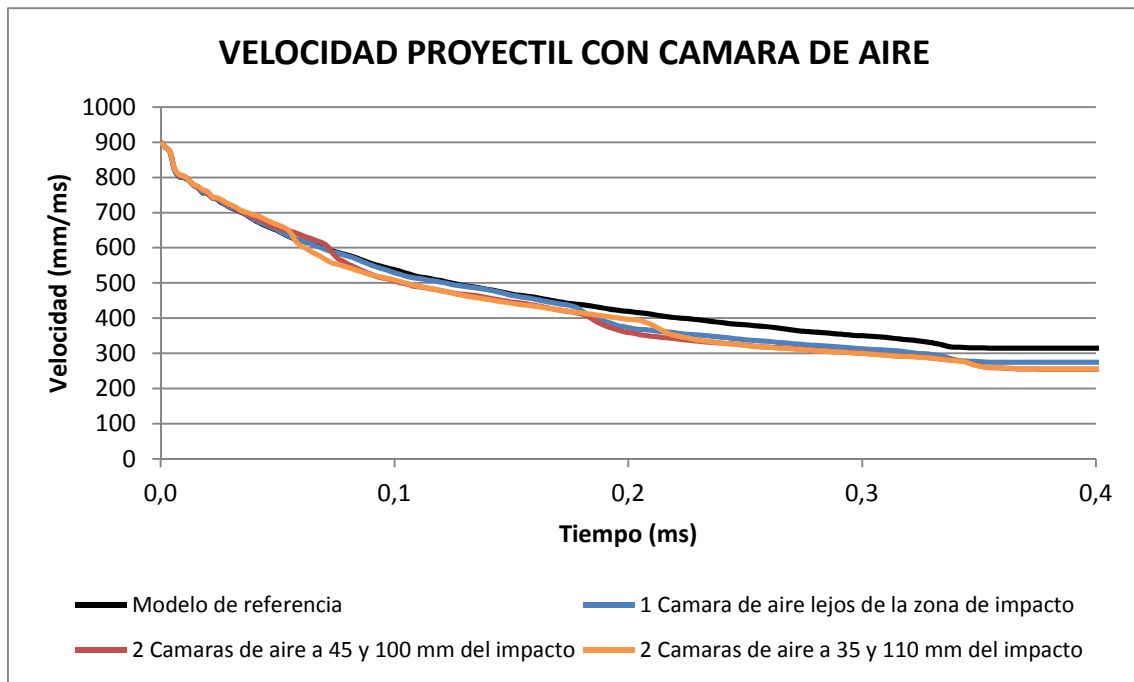
Figura 4. 6: Etapa de salida. Izquierda modelo de referencia, centro modelo 2 placas, derecha modelo 2 cámaras de aire.

4.3 VELOCIDAD DEL PROYECTIL

Para poder estudiar los cambios producidos en la velocidad del proyectil en cada uno de los casos, se han analizado por un lado los que contienen cámara de aire y por otro lado los que no lo hacen. Todos ellos se han representado junto al modelo de referencia para poder contrastar los resultados obtenidos.



Gráfica 4. 1: Velocidad del proyectil. Modelos sin cámara de aire.



Gráfica 4. 2: Velocidad del proyectil. Modelos con cámara de aire.

Puede apreciarse en la primera gráfica que la velocidad alcanzada por el proyectil en los tres modelos simulados con la ausencia de cámara de aire es sensiblemente menor a la obtenida con el modelo de referencia. Este resultado tiene sentido ya que es lógico pensar que al tener que atravesar el proyectil un mayor número de placas su velocidad final será menor. Es necesario comentar que las gráficas incluyen el rango de tiempo en que el proyectil se encuentra dentro del tanque, se puede apreciar ya que todas las funciones se tornan paralelas al eje de abscisas conforme aumenta el tiempo y esto tiene lugar cuando el proyectil deja de entrar en contacto con el sistema y evita cualquier fuerza de rozamiento que frene su avance.

Como hemos podido observar en el caso de la posición del proyectil. La velocidad también se ve afectada en mayor medida por el número de placas contenidas en el sistema. En ambas graficas podemos apreciar cómo desciende ligeramente la velocidad. Esta reducción es mínima en los casos sin cámara de aire y se incrementa notablemente en aquellos otros que la poseen. Esto vuelve a estar provocado por el mayor número de placas contenido en el segundo grupo de casos.

A parte de apreciarse en las gráficas cómo desciende la velocidad del proyectil, también podemos ver que la pendiente de las rectas también va variando. Se puede apreciar en todas las curvas, pero se puede observar con mayor facilidad si se mira la recta del caso número ocho presente en la Gráfica 4.2. En esta curva se ven claramente 4 cambios en la tendencia. Al iniciarse se puede observar un descenso brusco de la velocidad que corresponde con el impacto del proyectil con la pared de entrada del depósito. Más tarde el proyectil atraviesa el fluido dejando ver una vez más un descenso en la velocidad debido al rozamiento con el fluido, pero esta vez, ocurre en un intervalo de tiempo mucho mayor. Este proceso se repite hasta en tres ocasiones más correspondiéndose con los contactos contra cada una de las dos placas y la pared de salida, hasta que finalmente la tendencia se vuelve horizontal cuando el proyectil consigue salir del tanque de combustible.

Comparando ambas configuraciones se deduce que aunque ambas tienden a disminuir la velocidad del proyectil respecto al modelo de referencia, la reducción es ligeramente superior

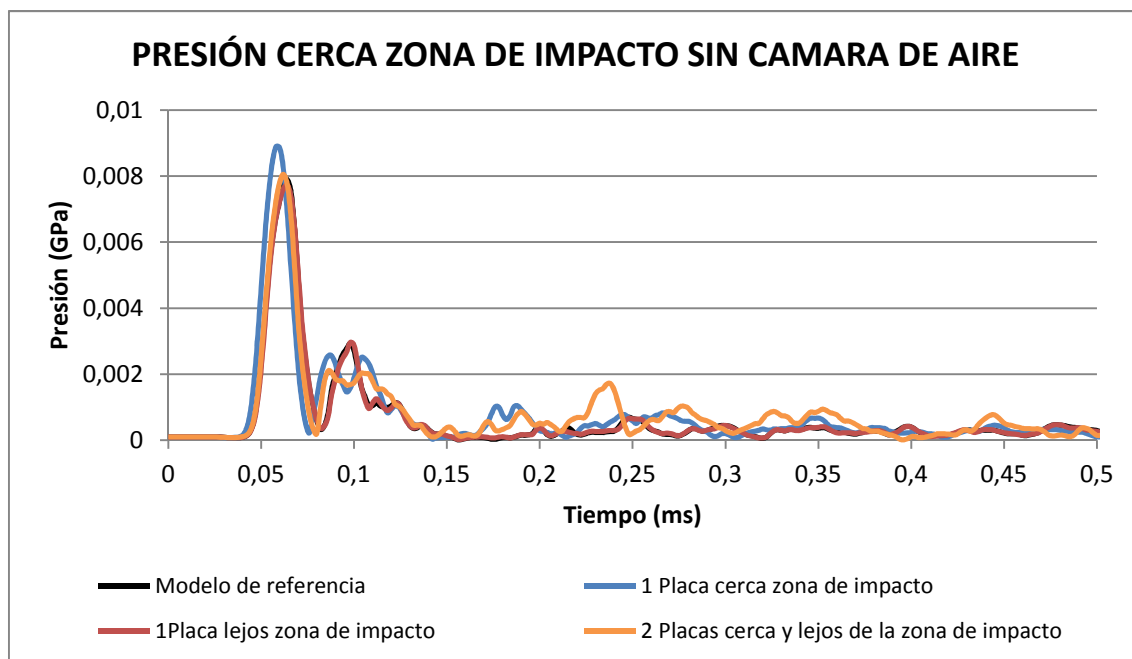
cuando hablamos del modelo con cámara de aire. Aunque este modelo consigue reducir la velocidad en mayor medida se observa que las pendientes de las curvas obtenidas de estos ensayos no varían con la de referencia, ambas curvas van paralelas en todo momento exceptuando los puntos de salto, donde se entiende que es debido a la localización de dos placas muy cercanas la una a la otra que imponen una resistencia al movimiento el doble de grande que los modelos que carecen de cámara. Por tanto se puede determinar que el aire alojado no tiene relación alguna con la velocidad de avance del proyectil.

4.4 PRESIONES EN EL FLUIDO

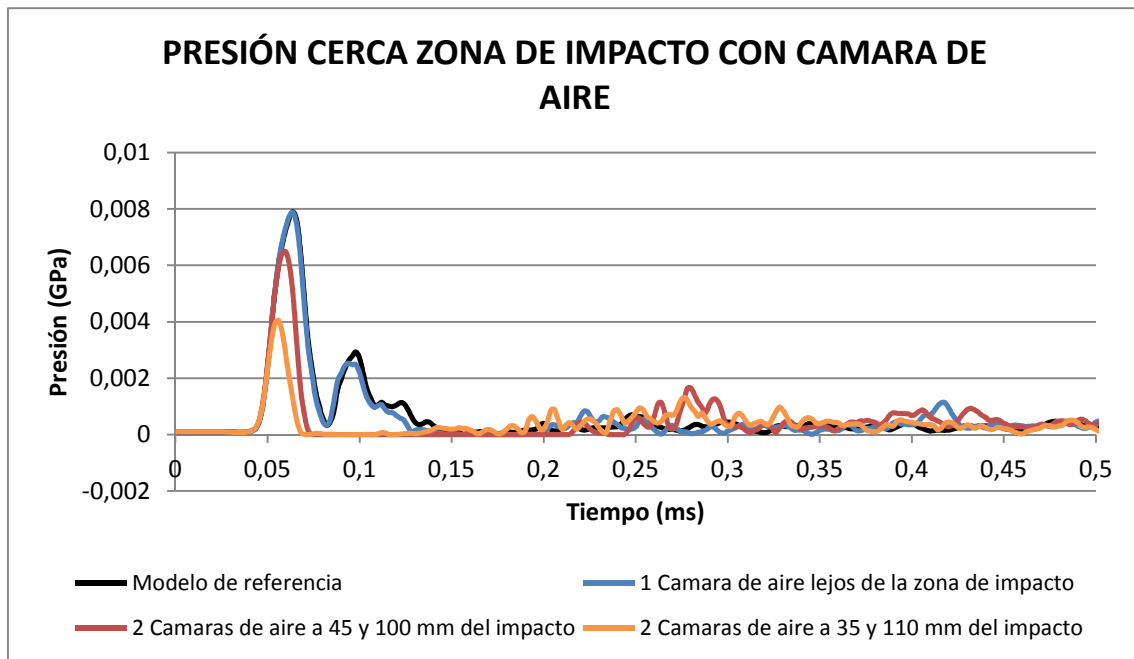
En este apartado se analizarán las presiones que se alcanzan en el agua contenida dentro del tanque. Esto se ha realizado mediante la ayuda de los datos recogidos por dos transductores de presión situados uno cerca y otro más lejos de la zona de impacto. Estos sensores se han simulado considerando conjuntos de elementos cerca de las coordenadas donde estos se situaron durante el modelo experimental. Cada uno de los elementos incluidos aporta unos datos de presión distintos, por lo que para obtener la presión que podría otorgarnos el transductor se ha calculado un promedio de todos ellos para obtener el valor de la presión. Los resultados se mostrarán en dos grupos, por un lado los correspondientes a los modelos con cámara de aire, y por otro lado los de los modelos que carecen de ella. En todos ellos se incluirá el modelo de referencia, para estudiar el efecto que tiene la adición de placas sobre la presión.

4.4.1 PRESIÓN CERCA DEL IMPACTO

En este apartado se muestran los valores de la presión en los elementos cercanos a la posición donde se situó el transductor en el ensayo. Los casos representados son por un lado los que carecen de cámara de aire junto con el modelo de referencia y por otro lado los que poseen cámara de aire junto con este mismo modelo.



Gráfica 4. 3: Presión cerca de la zona de impacto. Modelos sin cámara de aire.

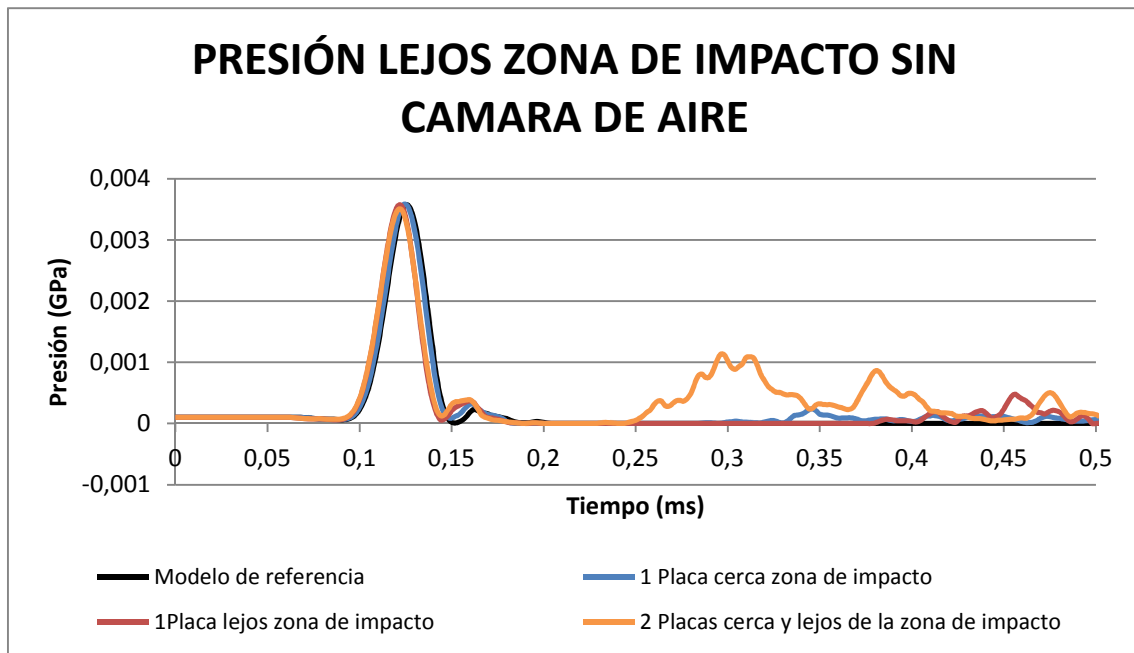


Gráfica 4. 4: Presión cerca de la zona de impacto. Modelos con cámara de aire.

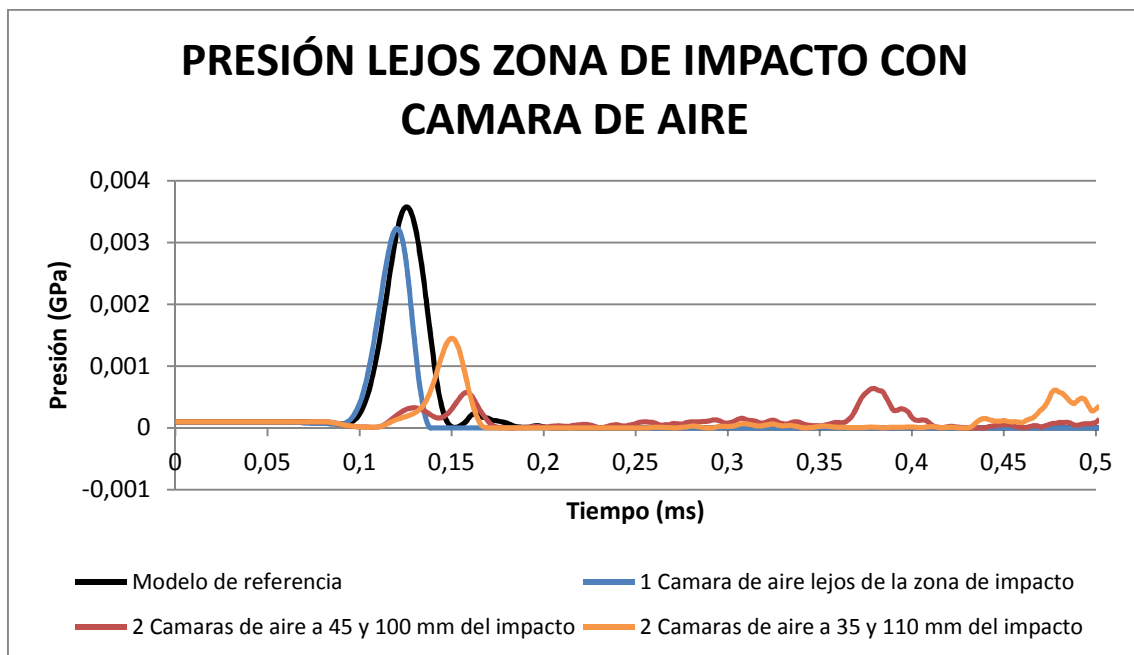
Observando las gráficas (Gráfica 4. 3 y Gráfica 4. 4), se puede apreciar que tanto los valores del pulso de presión originados debido al impacto, como el instante de tiempo en que se producen son muy similares en todos los casos a los del modelo de referencia, salvo en los casos de 4 placas con cámara de aire en los que, como se puede ver, el pulso de presión se reduce notablemente. Tras haberse alcanzado este valor máximo de presión se puede apreciar que los modelos con placas cercanas a la zona de impacto, ya sean estos de una sola placa o de más, necesitan de más tiempo para que disminuya el valor de la onda de presión. Las causas de este fenómeno residen en que la placa situada más cerca del punto de impacto provoca que se origine una cavidad ubicada entre esta y la pared de entrada que se mantiene a lo largo del tiempo. Adicionalmente, los modelos que contienen cámara de aire al tener también un mayor número de placas hacen que la cavidad generada se mantenga durante más tiempo debido a los impedimentos que impone un mayor número de placas, sin embargo el fluido contenido entre ambas placas provoca que el pulso inicial no alcance valores tan elevados. Esto es debido a la impedancia acústica que impone el aire al paso de la onda de presión a través de él, lo que se traduce en la reducción del pico de presión inicial que se puede ver en la Gráfica 4.4.

4.4.2 PRESIÓN LEJOS DEL IMPACTO

A continuación se muestran en las gráficas los valores de presión medios de los datos otorgados por los elementos situados cerca de las coordenadas en las que se ubicó el transductor encargado de medir la presión en una zona alejada del punto de impacto. Una vez más se han representado por separado los casos que alojan cámaras de aire en su interior de los que no lo hacen, siendo comparados, a su vez, todos ellos con el modelo numérico de referencia.



Gráfica 4. 5: Presión lejos de la zona de impacto. Modelos sin cámara de aire.



Gráfica 4. 6: Presión lejos de la zona de impacto. Modelos con cámara de aire.

Se obtienen distintos resultados en cada una de las gráficas. En la primera de ellas (Gráfica 4.5) se observa que tanto los valores de presión como los instantes de tiempo en los que estos se dan son idénticos a los del modelo de referencia en todas las configuraciones, al igual que ocurre con las presiones cercanas al punto de impacto. Observándose también que aquellos modelos que contienen placas cercanas a la pared de entrada siguen conservando la cavidad y la presión durante más tiempo.

En la segunda gráfica (Gráfica 4.6) obtenemos una mayor diversidad de resultados. Tratándose del caso con la placa más alejada del punto de impacto (Caso 6), podemos observar que los valores del pico de presión y su lugar en el tiempo son muy cercanos a los del modelo de referencia. Sin embargo esto cambia para los otros dos casos que contienen dos cámaras de aire. Estos, al tener placas cercanas al punto de impacto también mantienen la cavidad generada, a lo largo del tiempo, con la significativa diferencia de que, en estos dos casos, el pico de presión se reduce notablemente por la influencia de la impedancia acústica impuesta por el aire que frena la onda de presión y llevándola a los valores tan reducidos que se pueden apreciar en la figura.

4.5 TENSIONES

En este apartado se mostrarán y se estudiarán las tensiones alcanzadas en las paredes del tanque y en las placas añadidas. Se ha seleccionado, para analizar, un caso de las dos configuraciones disponibles, ambos modelos tienen placas en dos posiciones dentro del tanque; sin embargo, el primero no contiene más que dos placas sin cámara de aire, mientras que el segundo contiene cuatro placas con dos cámaras de aire.

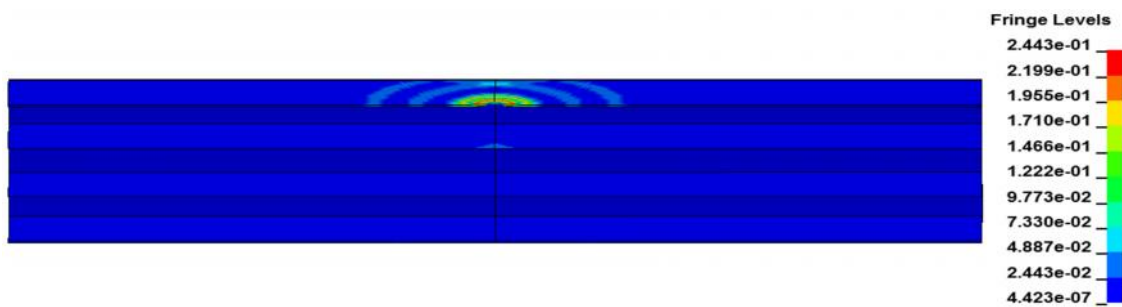


Figura 4. 7: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con dos placas verticales en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 0,0199796 ms de la simulación.

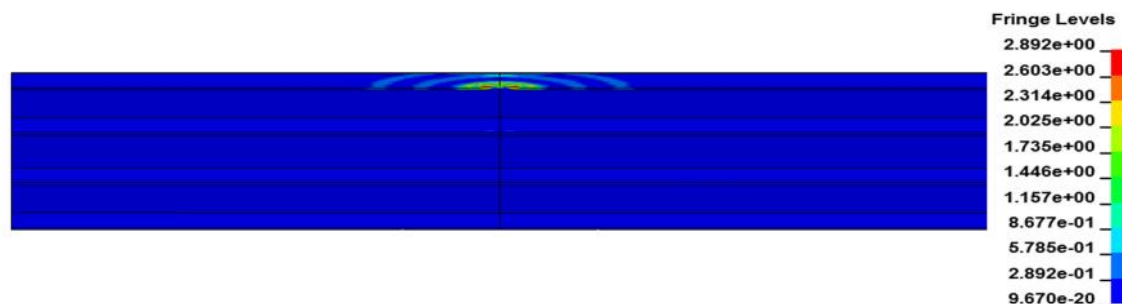


Figura 4. 8: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con cuatro placas verticales y dos cámaras de aire en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 0,0199893 ms de la simulación.

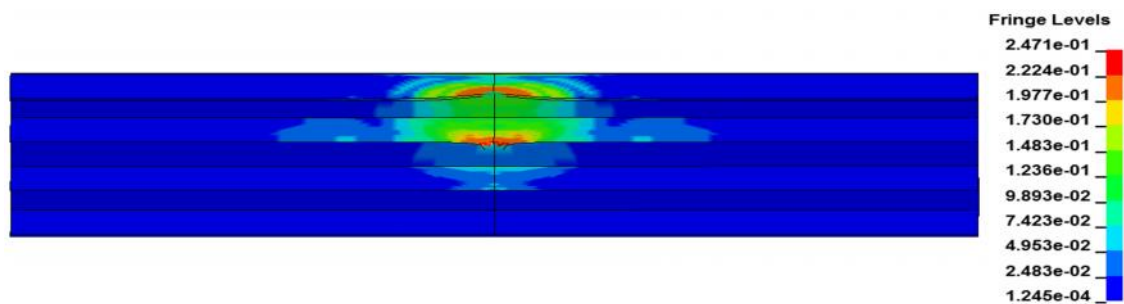


Figura 4. 9: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con dos placas verticales en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 0,0899552 ms de la simulación.

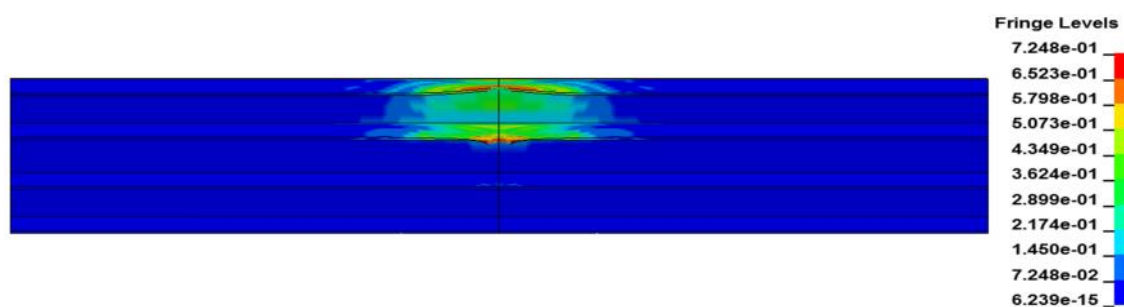


Figura 4. 10: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con cuatro placas verticales y cámara de aire en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 0,0899561 ms de la simulación.

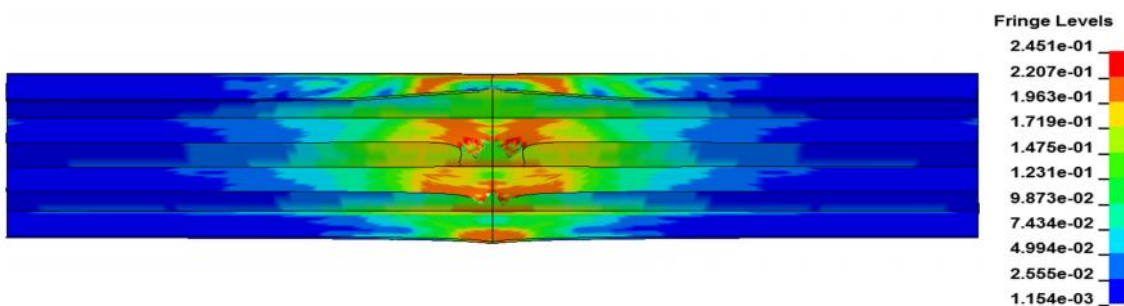


Figura 4. 11: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con dos placas verticales en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 0,309952 ms de la simulación.

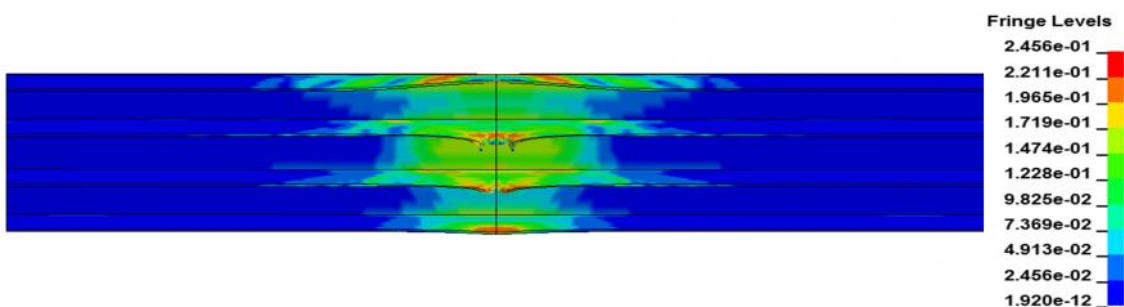


Figura 4. 12: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con cuatro placas verticales y cámara de aire en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 0,309951 ms de la simulación.

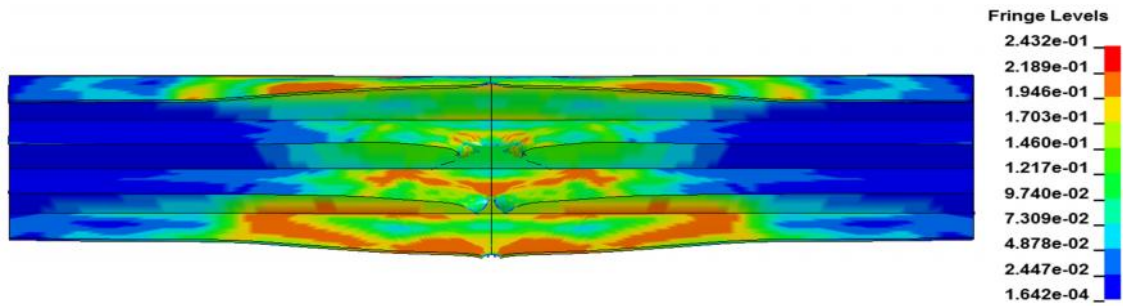


Figura 4. 13: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con dos placas verticales en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 1,00997 ms de la simulación.

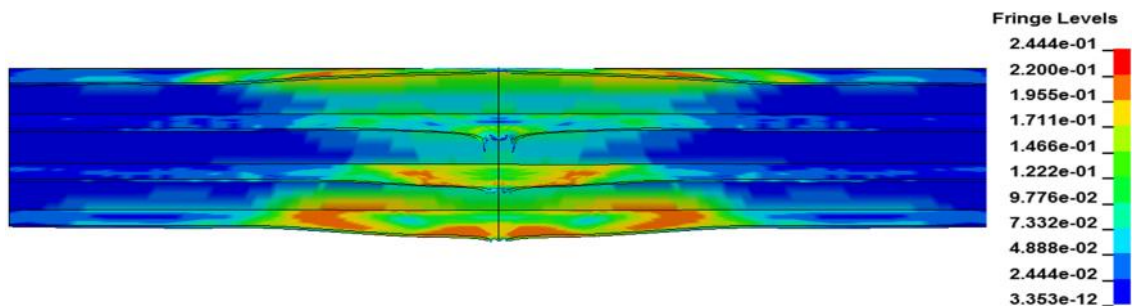


Figura 4. 14: Distribución de tensiones en la mitad del tanque con cuatro placas verticales y cámara de aire en el impacto del proyectil con la pared de entrada. Instante 1,00999 ms de la simulación.

Si se observa la distribución de tensiones en cualquiera de los dos tanques, se puede deducir que en el instante en que el proyectil impacta con la pared de entrada, ésta se rompe, Figura 4.7 y Figura 4.8. A continuación, según avanza el proyectil, se comienzan a propagar las tensiones a través de la dicha pared, como se muestra en las Figuras 4.9 y 4.10. Tanto las placas como la pared de salida se encuentran sometidas a esfuerzos previos a los causados por el contacto del proyectil con estas últimas (Figura 4.11 y Figura 4.12). Esto sucede como consecuencia del avance del fluido dentro del recipiente. Mediante las Figuras 4.13 y 4.14 se pretende ilustrar que, una vez que el proyectil atraviesa el tanque, los esfuerzos se distribuyen desde la zona de impacto hacia los extremos del mismo, de acuerdo a la trayectoria que sigue la onda generada en el fluido interior.

En el caso del modelo con cámaras de aire, la distribución de tensiones es similar a la del caso que carece de las mismas. Sin embargo, se puede apreciar que el aumento de las tensiones se produce más rápidamente en el modelo que no contiene cámaras de aire. Esto se debe a que la onda de presión que produce dichas tensiones es atenuada por la presencia de aire entre las placas. Este hecho también implica que la tensión con la que se encuentran las paredes de salida antes del instante en que se produce el impacto, sea menor.

4.6 DESPLAZAMIENTO DE LAS PAREDES DEL TANQUE

En este apartado se analizará el desplazamiento que sufren las paredes del tanque. Se estudiarán tanto las paredes con las que impacta el proyectil, la de salida y la de entrada, como la pared lateral, no impactada. Todas se encuentran detalladas en la Figura 4.15. Para analizar los distintos desplazamientos de las paredes se han utilizado las medidas de los desplazamientos de los nodos contenidos en cada una de ellas. Este número de nodos seleccionado es mayor cerca de la zona de impacto y decrece a medida que nos alejamos de él. De este modo, considerando el máximo desplazamiento en cada uno de los puntos y teniendo

en cuenta su distancia al impacto, ha sido posible obtener la deformada de los diferentes modelos.

Al igual que en análisis de las velocidades y presiones, se compararán por un lado los modelos que incluyen cámara de aire y por otro los que no lo hacen. Ambas configuraciones se compararán con el caso numérico de referencia, para determinar si las modificaciones geométricas realizadas en el tanque, suponen una reducción en los desplazamientos de sus paredes.

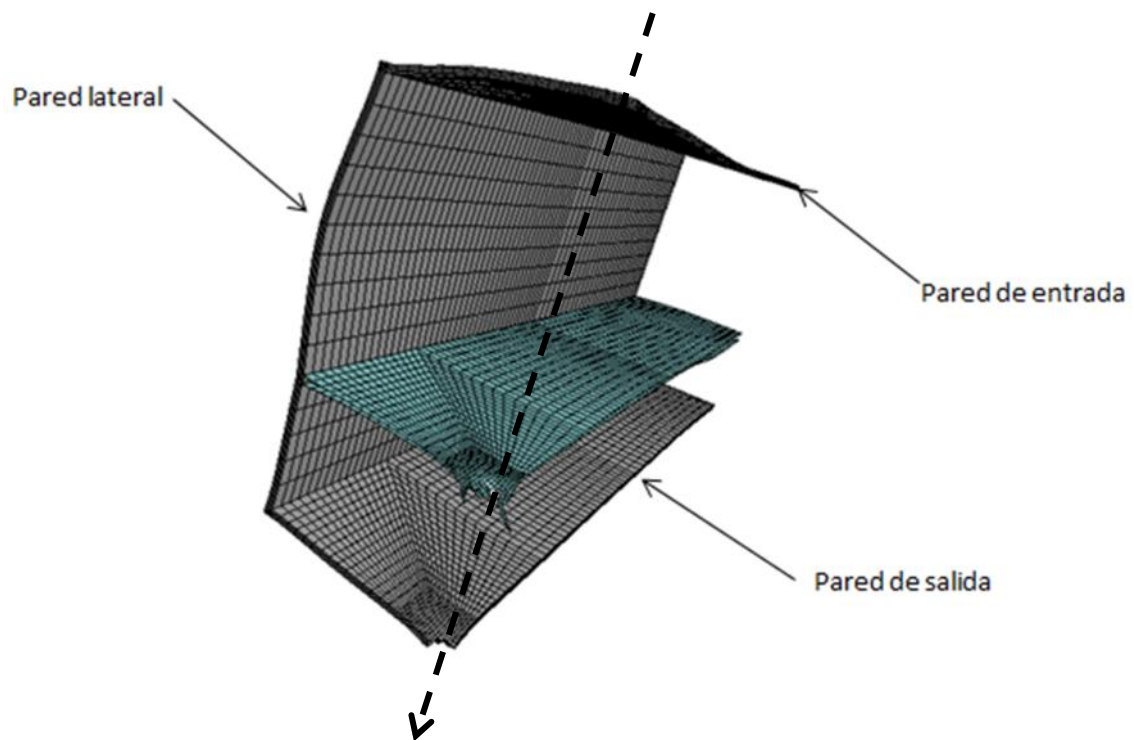
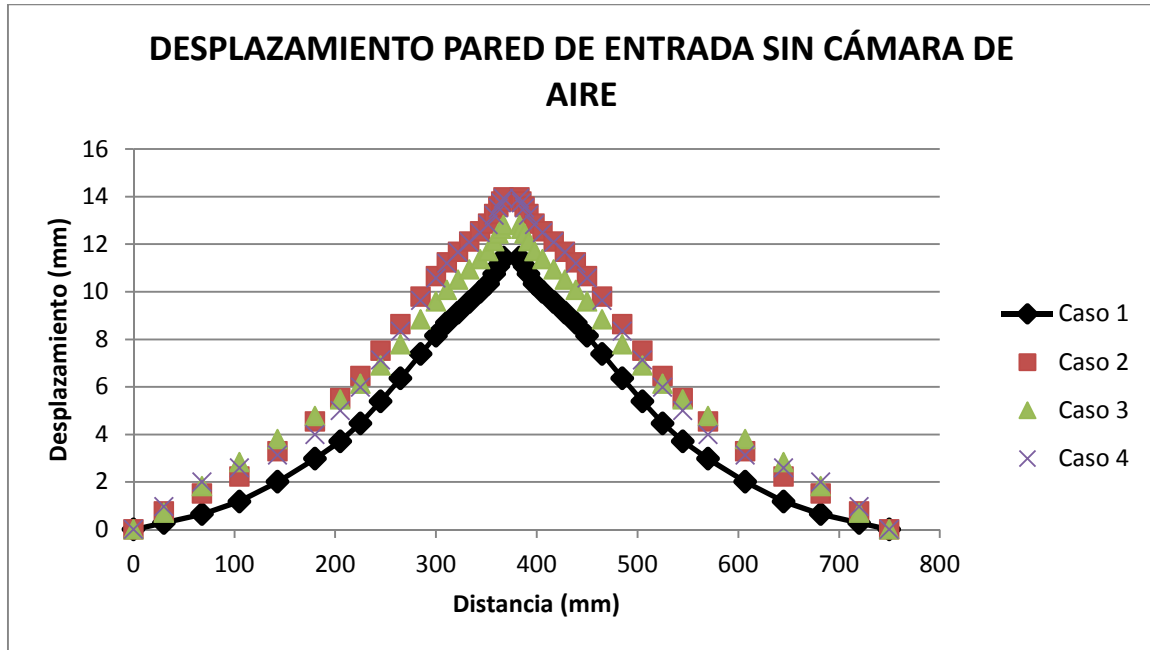


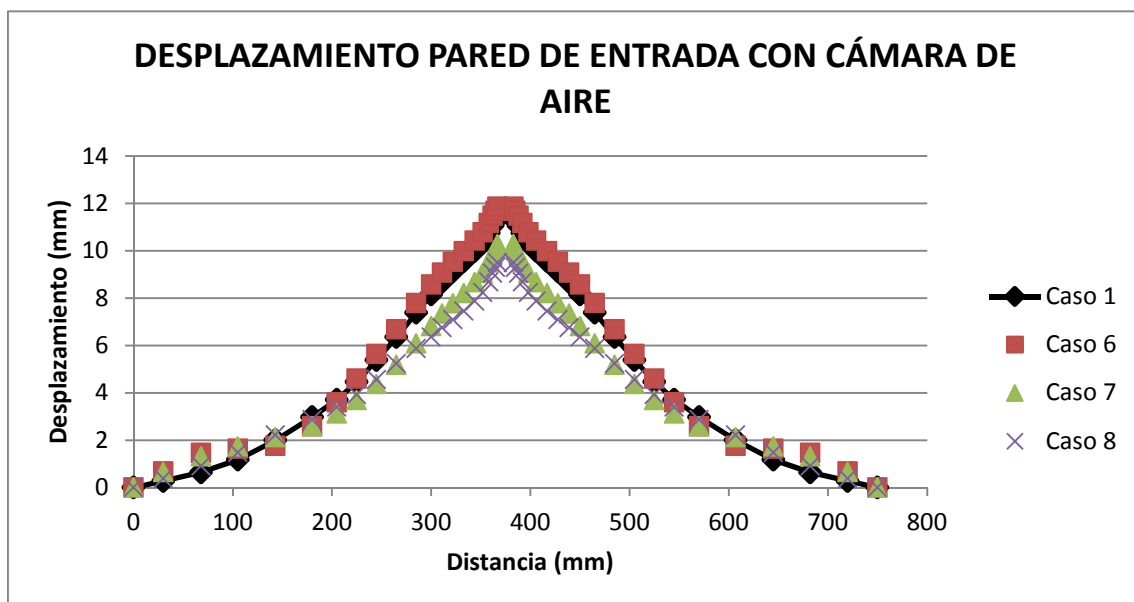
Figura 4. 15: Paredes de un cuarto de tanque.

4.6.1. DESPLAZAMIENTO DE LA PARED DE ENTRADA

Los resultados obtenidos tras la simulación de los casos para los desplazamientos de la pared de entrada son los que se muestran a continuación en las Gráfica 4.7 y Gráfica 4.8. En estos resultados se muestran por separado los desplazamientos en los modelos que contienen cámara de aire de los que no la tienen, siendo a su vez comparados todos ellos los con el modelo numérico de referencia.



Gráfica 4. 7: Desplazamiento de la pared de entrada. Modelos sin cámara de aire.



Gráfica 4. 8: Desplazamiento de la pared de entrada. Modelos con cámara de aire.

Si nos fijamos en los resultados de la gráfica 4.7, la cual contiene los desplazamientos de los modelos sin cámara de aire, se puede comprobar que los desplazamientos en la pared contra la que impacta el proyectil son sensiblemente superiores a los del caso de referencia. Este fenómeno puede venir dado como resultado de que la cavidad que se genera tras la pared de entrada, queda retenida, rebotando contra la pared de impacto tras haber deformado la placa cercana. Debido a esto, la deformación de la pared de entrada aumenta con respecto a la del caso de referencia. Por otro lado, tratándose del caso en que la placa se encuentra más alejada, podemos apreciar que la línea de tendencia tiende a suavizarse, siendo menores las diferencias de deformación entre los puntos más cercanos y más alejados del lugar del impacto. Esto se explica con un aumento de la rigidez, provocado por la placa instalada más lejos del punto con el que impacta el proyectil.

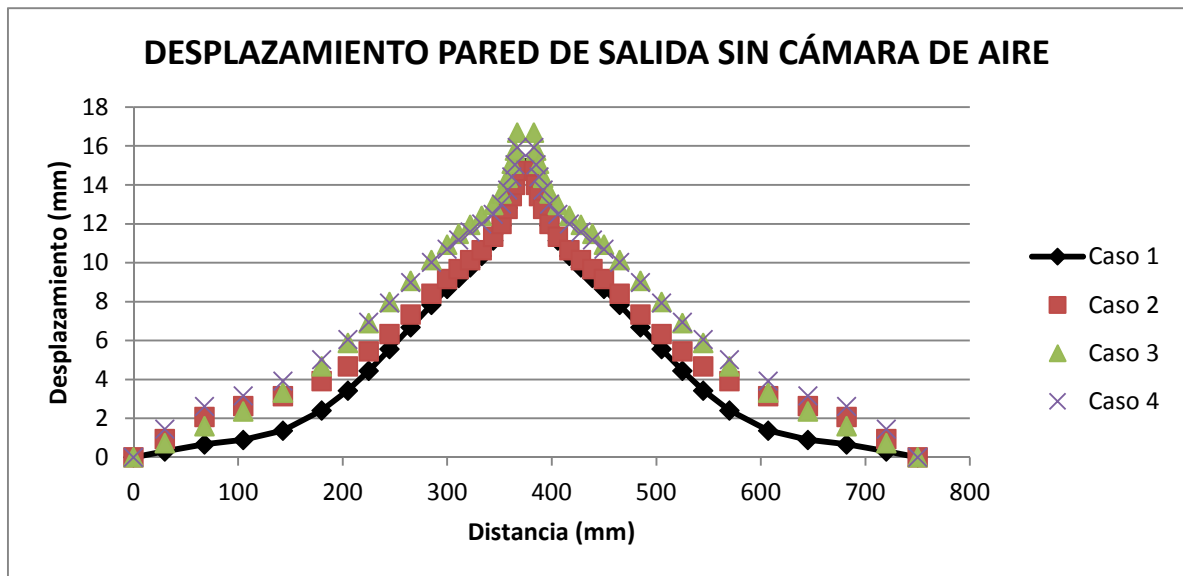
En la gráfica 4.8, se representan los casos que contienen cámara de aire, se comprueba que los dos modelos con dos cámaras de aire consiguen reducir notablemente los desplazamientos de la pared de entrada. Esto es debido a que, en estos casos la onda de presión queda retenida entre la pared de entrada y el primer conjunto de placas, la onda rebota contra la placa que contiene aire tras de sí, generándose así una segunda onda con un pico de presión inferior al de la onda inicial. Esto es posible gracias al cambio en la impedancia acústica, que provoca la presencia del aire. Se puede añadir, que como sólo logran reducir el desplazamiento los casos con cuatro placas y dos cámaras de aire, puesto que la segunda placa produce el mismo efecto sobre la onda de presión.

Además, cabe destacar también, que los modelos con cámaras de aire consiguen suavizar la tendencia de la línea de desplazamiento de la pared de entrada, lo que nos indica que la cavidad generada entre el impacto y la primera placa provoca deformaciones elevadas a lo largo del tubo, las cuales son mitigadas en gran medida cuanto más cerca nos encontremos del punto de impacto.

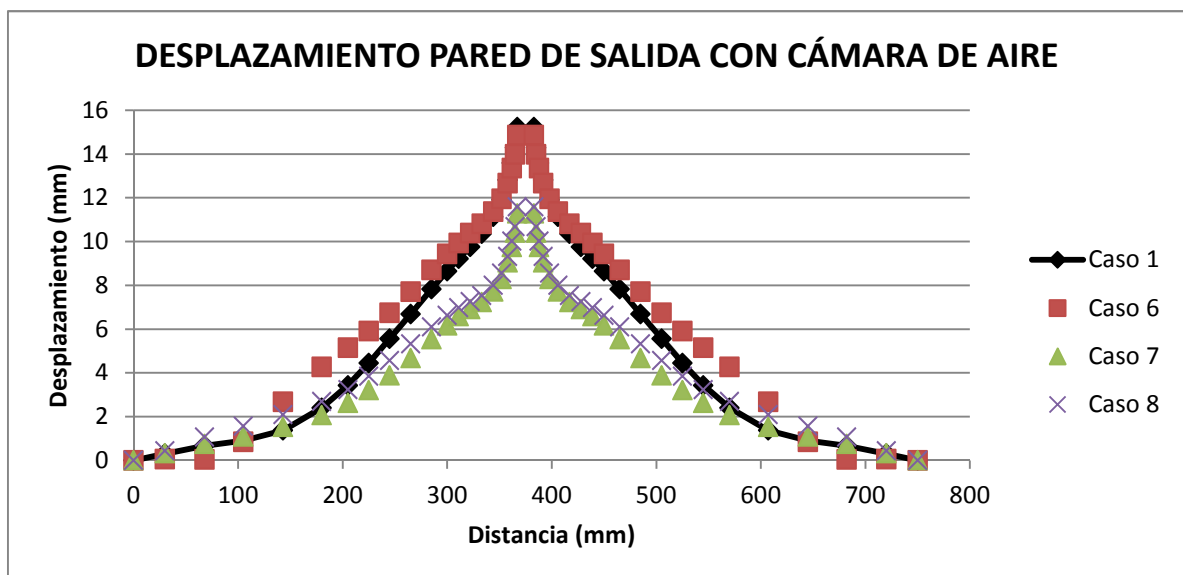
Para terminar con este punto, si se comparan la totalidad de los casos resueltos, podemos llegar a la conclusión que los únicos capaces de reducir los desplazamientos en la pared contra la que impacta el proyectil, son aquellos que contienen cámara de aire y, más concretamente, los que contienen más de una de ellas. Habría que estudiar, en tal caso, si existe un incremento de peso, y si es así, si este incremento es admisible debido a sus efectos beneficiosos.

4.6.2 DESPLAZAMIENTO DE LA PARED DE SALIDA

En este apartado se mostrarán los desplazamientos sufridos por la pared de salida del tanque. Se han incluido por separado los resultados de los modelos en los que están presentes una o más cámaras de aire de aquellos en los que no lo está, comparando cada uno de ellos con el modelo de referencia.



Gráfica 4. 9: Desplazamiento de la pared de salida. Modelos sin cámara de aire.



Gráfica 4. 10: Desplazamiento de la pared de salida. Modelos con cámara de aire.

Si observamos la Gráfica 4.9, podemos deducir de ella, que todos los modelos que carecen de cámara de aire presentan desplazamientos similares a los del modelo de referencia. Si se mira la gráfica más detenidamente, se puede apreciar que los dos modelos que presentan alguna placa cercana a la pared por la que sale el proyectil remiten desplazamientos ligeramente superiores. Al igual que ocurría con la pared de entrada, cuyo desplazamiento se veía afectado de forma negativa ante la presencia de una placa cercana a ella, en este caso son las placas lejos del punto de impacto las que incrementan los desplazamientos experimentados por la pared de salida. De todo comentado anteriormente, se puede concluir, que de todos los modelos con ausencia de cámara de aire, el más favorable, tratándose de los desplazamientos de la pared de salida, es aquel que tiene una placa cercana a la zona de impacto, por tanto alejada de la pared que ocupa nuestro estudio.

De la segunda gráfica (Gráfica 4.10), la cual contiene los resultados para los casos con cámaras de aire, podemos obtener un mayor número de conclusiones.

En primer lugar el caso 6, que contiene una placa situada cerca de la pared de estudio, sufre deformaciones mayores. La razón de que suceda esto, es que al haber un menor número de placas y contener solamente una cámara de aire, la pared de salida se encuentra más pretensionada antes de producirse el impacto del proyectil, que en los otros dos casos. El motivo que provoca una mayor tensión en este caso en la pared de salida, comparado con los otros dos, es que la onda de presión solo es atenuada por un conjunto de dos placas con una cámara de aire, mientras que en los otros dos modelos contienen el doble de elementos.

En segundo lugar, si se observan los desplazamientos sufridos en los casos en los que están presentes dos cámaras de aire, se puede apreciar una reducción notable de los desplazamientos de la pared de salida con respecto al caso que tan solo contiene una. Esto ocurre debido a que las sucesivas cámaras de aire frenan el avance de la onda de presión anulándola, prácticamente en su totalidad, cada vez que ésta se encuentra con ellas a su paso. La frenada del avance de la onda de presión tiene su origen en el cambio de la impedancia acústica que provoca el aire en el medio. De manera que, al no tener suficiente tiempo para crecer, dicha onda ve reducidos sus efectos en la pared más alejada del impacto.

En conclusión, los casos que contienen más de una cámara de aire son los más indicados para mitigar todos los desplazamientos que se producen sobre las paredes. Se debe destacar, que todos los casos presentan mayores desplazamientos en la pared de salida que en la de entrada y que las reducciones conseguidas en los desplazamientos son mayores para la de salida. Esto es debido a que la colocación de cámaras de aire en el interior del tanque mitiga la onda de presión y reduce las tensiones de la pared antes de que sea alcanzada por el proyectil, causando menos daños a la pared más alejada del impacto. No obstante, es imposible reducir en mayor medida los efectos causados sobre la pared en la que se produce el impacto, ya que el colocar placas cercanas a esta pared genera algún que otro efecto negativo que, a pesar de poder atenuar la onda de presión en pequeña medida, provoca que se genere una cavidad que hace que las deformaciones se mantengan durante más tiempo.

4.6.3 DESPLAZAMIENTO DE LA PARED LATERAL

En este apartado se estudiará el desplazamiento que sufre la pared lateral del depósito, con la cual no impacta el proyectil. A continuación se presentan los resultados obtenidos, en las Gráficas 4.11 y 4.12. En ellas se presentan por separado los resultados obtenidos para los casos que contienen cámara de aire y los que no contienen nada más que agua en su interior. Hay que entender que los datos han sido representados en función de toda la longitud del tubo.

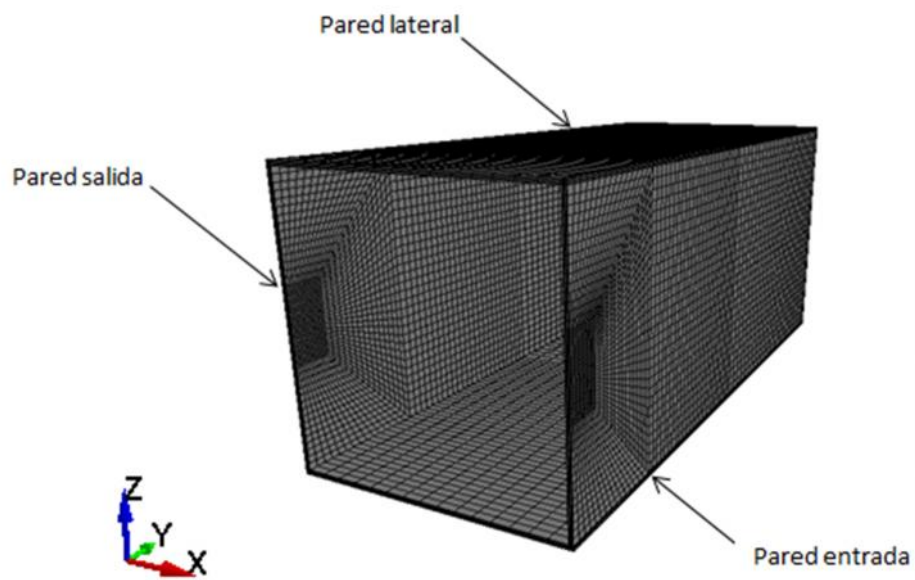
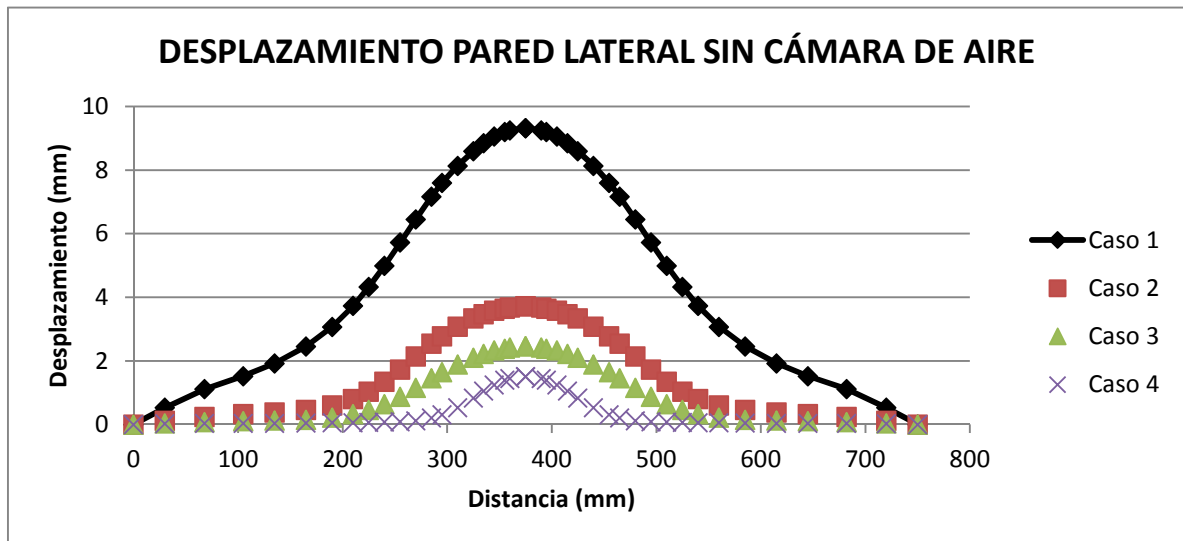
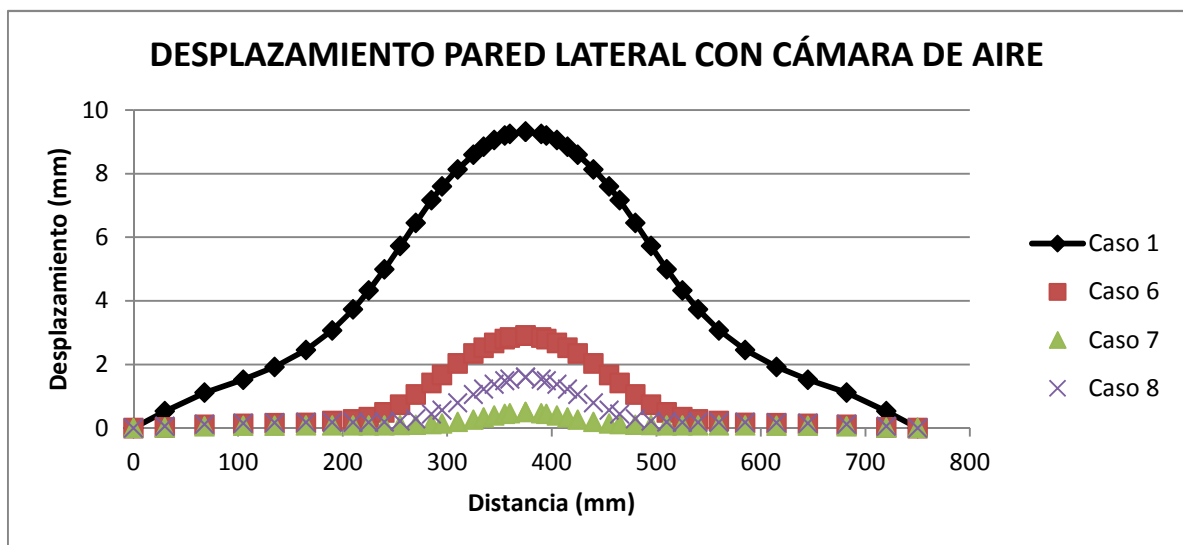


Figura 4. 16: Valores del eje Y en las gráficas de desplazamiento de la pared lateral.



Gráfica 4. 11: Desplazamiento de la pared lateral. Modelos sin cámara de aire.



Gráfica 4. 12: Desplazamiento de la pared lateral. Modelos con cámara de aire.

En ambas gráficas se puede apreciar que los desplazamientos son menores a medida que aumenta el número de placas. Esto se debe a que al estar las placas unidas a la pared lateral de manera rígida, las primeras impiden en gran medida la deformación de la segunda. Esto es así ya que limitan su desplazamiento a la deformación plástica final que sufren las placas en cada uno de los puntos de unión. También se puede observar que casos con el mismo número de placas sufren deformaciones de distinta magnitud. Esto está íntimamente relacionado con la capacidad de crecimiento de la cavidad que se forma en el interior del fluido en cada uno de los casos. Este fenómeno ha sido expuesto en los puntos que trataban de los desplazamientos de las paredes de entrada y de salida.

El caso en el que solo está presente una placa cercana al impacto sufre mayores deformaciones en su pared lateral ya que la citada cavidad tiene mayor tiempo de crecimiento además del fenómeno de concentración de presión que se produce al estar cerca del impacto. Este último fenómeno no tiene lugar en los casos que contienen elemento en posiciones más

alejadas del punto de impacto por lo que la deformación en estos casos es ligeramente menor. Por último, los casos que menos favorecen la deformación de la pared lateral son los que contienen elementos en varias posiciones ya que restringen la deformación en más puntos, además de esta cualidad, si nos centramos en los casos que contienen dos cámaras de aire, se favorece mucho la atenuación de la onda de presión lo que es otro factor que disminuye la deformación en la pared tratada.

4.7 EVOLUCION DE LAS ONDAS DE PRESIÓN

En este apartado se tratará de la onda de presión que genera el proyectil a su paso por el tanque. Esta onda se genera debido al traspaso de la energía cinética del proyectil al fluido. A continuación se muestra la evolución de la onda para el modelo de referencia y para el modelo con dos cámaras de aire, ya que, los resultados de todos los modelos que carecen de cámara de aire son idénticos al de referencia.

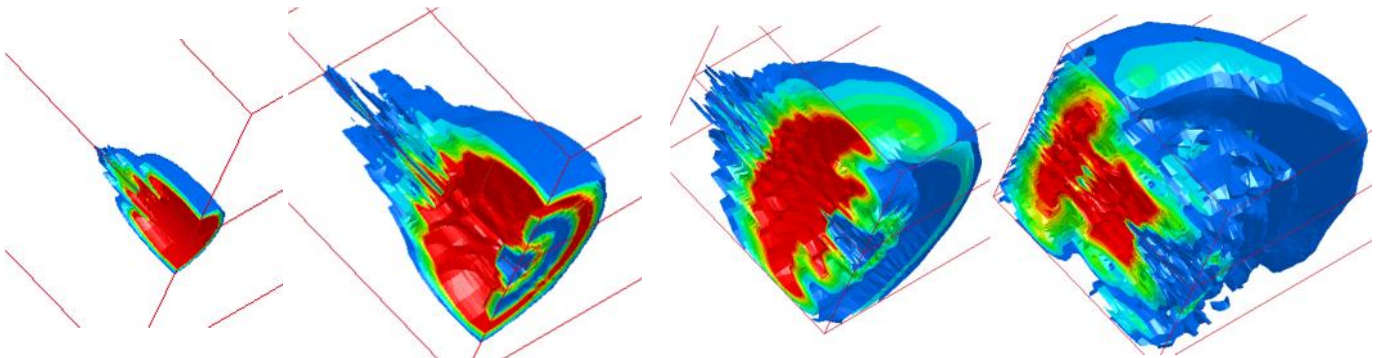


Figura 4. 17: Evolución de las ondas de presión en modelos sin cámara de aire.

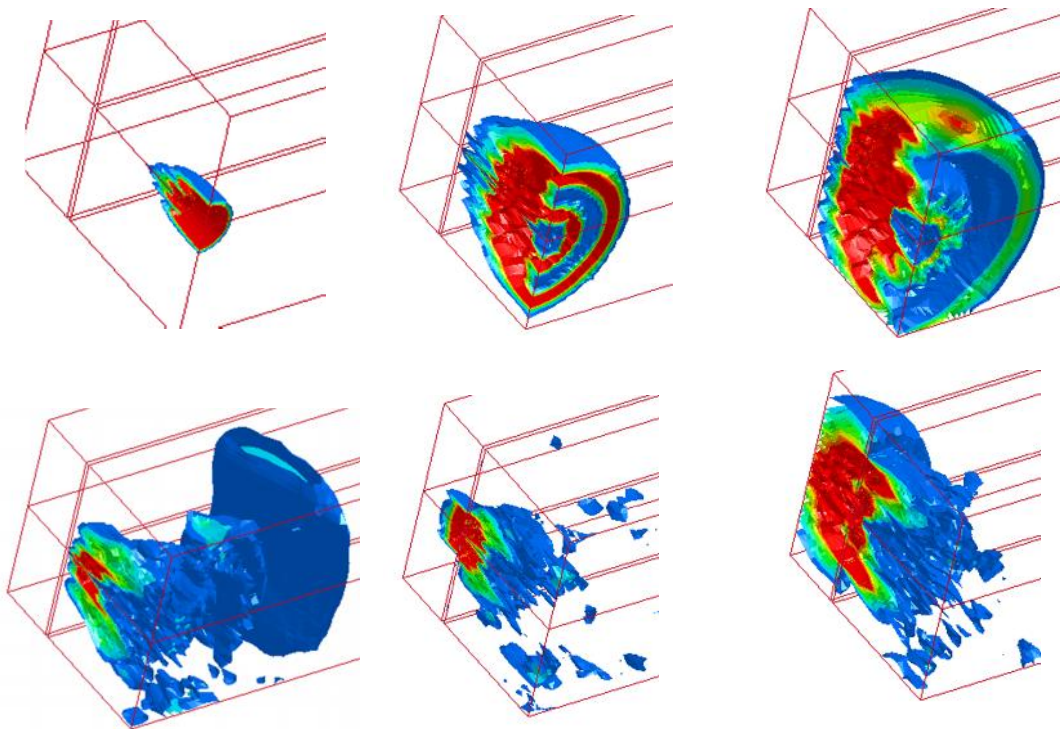


Figura 4. 18: Evolución de las ondas de presión en modelos con cámara de aire.

La onda de presión que se genera en este tipo de problemas es de tipo hemisférica, como se puede apreciar en la Figura 4.17. La onda se genera en la fase de choque, cuando el proyectil penetra en el depósito. Comienza a crecer y a tomar forma hemisférica, hasta que alcanza la pared de salida, momento en que esta para la onda. Esta onda es responsable, en gran medida, de las tensiones que se crean en la pared de salida antes de que la alcance el proyectil.

En la Figura 4.18, se puede ver que la onda sigue el mismo comportamiento, sin embargo, al llegar a la cámara de aire es retenida causa del cambio de impedancia acústica que provoca el aire. La onda es retenida hasta el momento en que el proyectil perfora las placas que contienen el aire, en ese mismo momento se genera una nueva onda de presión con la misma geometría que la anterior pero incapaz de crecer debido al reducido espacio. Esta es la causa de que la pared de salida se encuentre menos pretensada en los casos en los que esta presente una cámara de aire.

CAPÍTULO 5: CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

5.1 CONCLUSIONES

Con este proyecto fin de carrera se pretendía, conocido el fenómeno de Golpe Hidrodinámico, y teniendo en cuenta geometrías planteadas anteriormente, efectuar una comparativa atendiendo a distintas configuraciones internas del modelo, intentando siempre mitigar, en la medida de lo posible, los efectos producidos por el fenómeno en cuestión. La herramienta fundamental empleada para la realización de los distintos modelos, ha sido el código de elementos finitos LS-DYNA.

Una vez obtenidos los resultados de las simulaciones, se representaron gráficamente los datos que han sido objeto de estudio, como son velocidad y posición del proyectil, presiones alcanzadas en el fluido y desplazamientos de las paredes del tanque. Para comprobar que las configuraciones planteadas reducían los efectos del Golpe Hidrodinámico, se compararon todos los casos con el modelo de referencia. Este modelo no contiene ninguna placa adicional.

Del análisis de los resultados adquiridos de todos los casos se han podido extraer las siguientes conclusiones:

- La velocidad final que alcanza el proyectil es ligeramente menor a la de referencia en todos los casos, siendo la diferencia, aun mayor cuando se trata de casos con cámara de aire, debido al mayor número de placas que estas contienen. En estos casos, se llegan a apreciar tramos con descensos bruscos de velocidad allí donde se encuentran dos placas próximas.
- Para poder obtener los datos de la presión, se ha realizado el promedio de los datos recogidos por los elementos cercanos a la posición donde se situaba en anteriores experimentos un transductor de presión. Cabe destacar que los casos que tienen placas cercanas a la pared de entrada sufren una sobrepresión en esa zona debido a que, el espacio del que dispone para crecer la cavidad formada es reducido. Dicha sobrepresión medida es menor en los casos en los que hay cámara de aire, ya que, evita que la onda de presión avance a lo largo del tubo y se genera una onda reflejada de menor pico de presión. De la presión lejos del impacto solo merece la pena destacar que los únicos casos que consiguen reducirla son aquellos que tienen dos cámaras de aire porque frenan el avance de las ondas de presión.
- Otra variable de estudio importante es el desplazamiento sufrido por las paredes del depósito. En este proyecto se han realizado mediciones en las paredes de entrada y salida del proyectil y la lateral que no recibe impactos. De los datos obtenidos se puede concluir que:
 - Los desplazamientos en las paredes de entrada se ven incrementadas en aquellos casos en los que hay elementos cercanos a ella. Siendo menores cuando hay presente una cámara de aire.
 - Los desplazamientos en las paredes de salida son aproximadamente las mismas en todos los casos, salvo en los que contienen dos cámaras de aire. En estos últimos, al frenarse considerablemente la onda de presión, la pared de salida se encuentra menos precargada y por tanto sufre menores desplazamientos.

- Los desplazamientos en la pared lateral se reducen en todos los casos. La presencia de las placas en el interior del tanque aumenta la rigidez del conjunto, haciendo que esta pared se deforme, únicamente lo que le permite la deformación plástica de las placas. Los casos más favorables con respecto a esta variable de estudio, son aquellos que contienen placas en dos posiciones dentro del tanque, ya que hacen que se reduzca el desplazamiento a la mitad.

Tras analizar los resultados de todas las variables, se puede concluir, que los modelos más capacitados para reducir los efectos del Golpe Hidrodinámico son los que contienen cuatro placas con dos cámaras de aire. Ya que reducen significativamente las ondas de presión, además de los desplazamientos en todas las paredes.

Para decidir si su implantación aportaría beneficios, hay que tener en cuenta, si su capacidad para mitigar los efectos del Golpe Hidrodinámico no provoca un aumento sustancial del peso del depósito. Un cálculo estimado del peso en cada modelo, refleja que el peso del conjunto aumentaría en un 0,5% para los casos más favorables, que son, los que contienen dos cámaras de aire con respecto al modelo de referencia, por lo que su implantación sería viable.

5.2 TRABAJOS FUTUROS

Tras la finalización de este proyecto ha sido posible entender que la investigación del fenómeno del Golpe Hidrodinámico puede abarcar multitud de campos y que es posible explotar aún más aquel dedicado a buscar alternativas que mitiguen sus efectos no deseados. Mediante la simulación de los casos y teniendo en cuenta los resultados que se han obtenido a través de ellas, se plantean a continuación algunos de los trabajos futuros que podrían realizarse para completar lo desarrollado hasta el momento.

- Análisis de los distintos efectos debidos a la forma, velocidad y trayectoria del proyectil. Los estudios de vulnerabilidad sobre las alas de aeronaves indican que pueden sufrir daños debidos a impactos de distintos solidos al aproximarse siguiendo distintas trayectorias y a distintas velocidades. Mediante distintos ensayos es posible comprobar si las mejoras logradas en este proyecto son aplicables para distintas condiciones.
- Variación del porcentaje de llenado. Puesto que el depósito no contiene la misma cantidad de fluido en todos los impactos, al igual que en el apartado anterior resultaría interesante modificar esta variable para observar su influencia en los modelos elaborados en este proyecto.
- Empleo de otros materiales. En este caso el material que se ha empleado para definir las placas añadidas ha sido aluminio, puesto que este coincidía con el del tanque y además es ligero. Sin embargo se podrían simular los casos con otros materiales como algún tipo de polímero, materiales compuestos, etc.
- Nuevos diseños del tanque. En este caso se han incorporado placas en posición vertical, horizontal y con orificios. No obstante se puede continuar investigando en este campo añadiendo un mayor número de placas, con distintas geometrías o bien pensar en otras opciones que contribuyan a reducir los efectos del Golpe Hidrodinámico.

5.3 REFERENCIAS

- [1] FRY PHILIP F. *A review of the analyses of Hydrodynamic Ram*. Ohio: Air Force Flight Dynamics Lab. Wright-Patterson AFB, 1976.
- [2] MOUSSA N.A, WHALE M.D, GROSZMANN D.E Y ZHANG X.J. *The potential for fuel tank fire and Hydrodynamic Ram from uncontained aircraft engine debris*. 1997.
- [3] SANTINI P, PALMIERI M, MARCHETTI M. *Numerical simulation of fluid-structure interaction in aircraft fuel tanks subjected to Hydrodynamic Ram penetration*. Australia: 1998.
- [4] STEPHANI P, MIDDENDORF P, LESS CH. *Numerical analysis of the Hydrodynamic Ram of a CFRP integral tank*.
- [5] MINISTERE DE L 'EQUIPEMENT DES TRANSPORTS ET DU LOGEMENT. *Report translation "Accident on 25 July 2000 at La Patte d'Oiein Gonesse (95) to the Concorde registered F-BTSC operated by Air France"*. Francia.
- [6] LUNDSTROM EA, STULL E. *Fluid dynamic analysis of Hydraulic Ram II (Results of experiments)*. 1976.
- [7] KENNETH SCOTT BATES, JR. *Aircraft fuel tank entry wall-projectile interaction studies*. California: 1973.
- [8] Bless S. J, Fry P. F, Barber J. P, Newman, R. K. *Studies of Hydrodynamic Ram Induced by High Velocity Spherical Fragment Simulators*. 1976.
- [9] Bless S. J. *Fuel tank survivability for Hydrodynamic Ram induced by high-velocity fragments (Experimental results and design summary)*. 1978.
- [10] COPLAND, ALLISTER. *Hydrodynamic Ram attenuation*. US Army Ballistic Research Laboratory, 1983.
- [11] SPARKS CE, HINRICHSSEN RL, FRIEDMANN D. *Comparisson and validation of Smooth Particle Hydrodynamic (SPH) and Coupled Euler Lagrange (CEL) techniques for modeling Hydrodynamic Ram*. 2005.
- [12] AVERY, JOHN G. *Design Manual for Impact Damage Tolerant Aircraft Structure*. 1981.
- [13] LUNDSTROM E.A, ANDERSON T. *Hydraulic Ram model for high explosive ammunition, in: Symposium on Shock and Wave Propagation, Fluid-Structure Interaction and Structural Responses*. Honolulu: 1989.
- [14] SEDDON C.M, MOODIE K, THYER A.M, MOATAMEDI M. *Preliminary analysis of fuel tank impact*. 2004.
- [15] NISHIDA M, TANAKA K. *Experimental study of perforation and cracking of water-filled aluminum tubes impacted by steel spheres*. International Journal of Impact Engineering.

- [16] VARAS DAVID, ZAERA POLO, LÓPEZ JORGE. *Experimental analysis of fluid-filled aluminium tubes subjected to high-velocity impact*. International Journal of Impact Engineering: 2008.
- [17] BRASS J, YAMANE JR, JACOBSON MJ. Effects of internal blast on combat Aircraft structure. 1974.
- [18] BALL RE. A computer program for the geometrically nonlinear static and dynamic analysis of arbitrarily loaded shells of revolution.
- [19] LUNDSTROM E.A. Fluid/Structure interaction in Hydraulic Ram. 1977.
- [20] ANKENY D.P. "Hydraulic Ram Structural Response" in proceedings of the Hydrodynamic Ram seminar. Mayo 1977.
- [21] WADA R.M, HEITZ Y JACOBSON M.J. Survivable design criteria for composite fuel tanks. Naval Weapons Center.
- [22] HERLIN, W.M Y AVERY, J.G. Hydraulic Ram structural response computer program (HRSR). Boeing Co: 1981.
- [23] ROSENBERG Y BLESS, S. A model for Hydrodynamic Ram failure based on fracture mechanics analysis. Ohio: 1985.
- [24] BRADLEY, S. J. Y AVERY, J. G. Design guide for survivable structures in combat aircraft. Air Force Wright Aeronautical Laboratory, 1984.
- [25] JACOBSON M. J, HEITZ R. M Y J.R. YAMANE. Survivable composite integral fuel tanks, (volume 1: manufacturing, testing, and analysis). Air Force Wright Aeronautical Laboratory: 1986.
- [26] WIERZBICKI T, MOUSSA N.A. Deformation and rupture of an aircraft fuel tank under Hydraulic Ram pressure loading. 1992.
- [27] KIMSEY K.D. Numerical Simulation of Hydrodynamic Ram. Army Ballistic Research Laboratory: 1980.
- [28] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Fuel Tank Protection.
- [29] HALLQUIST, J.O. A numerical procedure for three dimensional impacts problems. American Society of Civil Engineering: 1977.
- [30] LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION (LSTC). *LS-DYNA keyword user's manual. Volume II "material Johnson Cook"*. 2012
- [31] KARAGIOZOVA D, JONES N. Dynamic buckling of elastic-plastic square tubes under axial impact II. 2004.
- [32] YANG, C.C. Material Properties of Square Tube, The 9th Fundamental Scientific Conference of Chinese Armed Forces Academy. Taiwan: 2002.

[33] LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION (LSTC). LS-DYNA keyword user's manual. Volume II "material Null". 2012.

[34] LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION (LSTC). LS-DYNA keyword user's manual. Volume I "Equation of Gruneisen". 2012.

[35] BOYD R, ROYLES R, EL-DEEB K.M.M. Simulation and validation of UNDEX phenomena relating to axisymmetric structures. Dearborn: 2000.

ANEXO

MODELO CON CAMARA DE AIRE LEJOS DEL IMPACTO

En este anexo se detallan los comandos que se han utilizado en la definición del tanque con dos placas horizontales con cámara de aire situadas a 100 mm de la pared de impacto. El depósito se encuentra totalmente lleno y la velocidad del proyectil es de 900 m/s.

```
*KEYWORD
*TITLE
$#

$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
$
$                CONTROL CARD
$
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
*CONTROL_ALE
$#    dct      nadv      meth      afac      bfac      cfac      dfac      efac
$#      3        1        3 -1.000000    0.000    0.000    0.000    0.000
$#    start    end      aafac      vfact      prit      ebc      pref      nsidebc
$#    0.0001.0000E+20  1.000000  1.0000E-4      0        0        0.000      0
$#    ncpl      nbkt      imascl      checkr
$#      1        50        0        0.000
*CONTROL_ENERGY
$#    hgen      rwen      slnten      rylen
$#      2        2        2        2
*CONTROL_TERMINATION
$#    endtim      endcyc      dtmin      endeng      endmas
$#    10.000000      0        0.000      0.000      0.000
*CONTROL_TIMESTEP
$#    dtinit      tssfacc      isdo      tslimt      dt2ms      lctm      erode      mslst
$#      0.000      0.900000      0        0.000      0.000      0        0        0
$#    dt2msf      dt2mslc      imsc1      unused      unused      rmscl
$#      0.000      0        0        0.000
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
$
$                DATABASE CONTROL FOR ASCII
$
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
*DATABASE_ELOUT
$#    dt      binary      lcur      ioopt      option1      option2      option3      option4
$#    2.0000E-3      0        0        1        0        0        0        0
*DATABASE_GLSTAT
$#    dt      binary      lcur      ioopt
$#    2.0000E-3      0        0        1
*DATABASE_MATSUM
$#    dt      binary      lcur      ioopt
$#    2.0000E-3      0        0        1
*DATABASE_NODOUT
$#    dt      binary      lcur      ioopt      option1      option2
$#    2.0000E-3      0        0        1        0.000      0
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
$
$                DATABASE CONTROL FOR BINARY
$
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
$#    dt      lcdt      beam      npltc      psetid
$#    1.0000E-2      0        0        0        0
$#    ioopt
$#      0
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
$
$                DATABASE HISTORY CARDS
$
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
*DATABASE_HISTORY_NODE_SET
$#    id1      id2      id3      id4      id5      id6      id7      id8
$#      11      12      13      0        0        0        0        0
*DATABASE_HISTORY_SOLID_SET
$#    id1      id2      id3      id4      id5      id6      id7      id8
$#      1        2        0        0        0        0        0        0
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
$
$                PART CARDS
$
$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8
*PART
```

```

$#                                     title
AGUA
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      1          2          2          1          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
AIRE INTERIOR
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      2          2          3          2          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
AIRE EXTERIOR
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      3          2          3          2          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
PROYECTIL
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      4          1          4          0          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
PARED ENTRADA
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      5          1          1          3          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
PARED SALIDA
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      6          1          1          3          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
PARED LATERAL
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      7          1          1          3          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
VENTANA PMMA
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      8          1          5          0          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
PLACA 1
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      9          3          1          3          0          0          0          0
*PART
$#                                     title
PLACA 2
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
     10          3          1          3          0          0          0          0

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$                                     SECTION CARDS                                     $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*SECTION_SOLID_TITLE
SOLID
$#      secid      elform      aet
      1          1          0

*SECTION_SOLID_ALE_TITLE
SOLID_ALE
$#      secid      elform      aet
      2          11          3
$#      afac      bfac      cfac      dfac      start      end      aafac
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000

*SECTION_SHELL_TITLE
SHELL
$#      secid      elform      shrf      nip      propt      qr/irid      icomp      setyp
      3          2      1.000000      2          1          0          0          1
$#      t1          t2          t3          t4      nloc      marea      idof      edgset
      1.000000      1.000000      1.000000      1.000000      0.000      0.000      0.000      0

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$                                     MATERIAL CARDS                                     $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*MAT_JOHNSON_COOK_TITLE
TANQUE

```

```

$#      mid      ro      g      e      pr      dtf      vp      rateop
      1 2.7000E-6 26.500000 71.000000 0.330000 0.000 0.000 0.000
$#      a      b      n      c      m      tm      tr      epso
      0.200000 0.144000 0.620000 0.000 1.000000 900.00000 300.00000 1.0000E-3
$#      cp      pc      spall      it      dl      d2      d3      d4
      875.00000 0.000 2.000000 0.000 0.200000 0.000 0.000 0.000
$#      d5      c2/p      erod      efmin
      0.000 0.000 0 1.0000E-6

*MAT_NULL_TITLE
AGUA
$#      mid      ro      pc      mu      terod      cerod      ym      pr
      2 1.0000E-6 0.000 1.7000E-9 0.000 0.000 0.000 0.000
*MAT_NULL_TITLE
AIRE
$#      mid      ro      pc      mu      terod      cerod      ym      pr
      3 1.2200E-9 -1.000E-9 1.7000E-9 0.000 0.000 0.000 0.000
*MAT_ELASTIC_TITLE
PROYECTIL
$#      mid      ro      e      pr      da      db      not used
      4 7.8500E-6 207.00000 0.280000 0.000 0.000 0
*MAT_ELASTIC_TITLE
VENTANA PMMA
$#      mid      ro      e      pr      da      db      not used
      5 1.1800E-6 3.000000 0.350000 0.000 0.000 0

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$
EOS CARDS
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*EOS_GRUNEISEN_TITLE
AGUA
$#      eosid      c      s1      s2      s3      gamao      a      e0
      1 1448.0000 1.979000 0.000 0.000 0.110000 3.000000 9.2000E-4
$#      v0
      1.000000
*MEOS_LINEAR_POLYNOMIAL_TITLE
AIRE
$#      eosid      c0      c1      c2      c3      c4      c5      c6
      2 0.000 0.000 0.000 0.000 0.400000 0.400000 0.000
$#      e0      v0
      2.5370E-4 1.000000
*MEOS_LINEAR_POLYNOMIAL_TITLE
TANQUE
$#      eosid      c0      c1      c2      c3      c4      c5      c6
      3 0.000 70.000000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000
$#      e0      v0
      0.000 1.000000

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$
SOLID ELEMENT SET CARDS
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*SET_SOLID_TITLE
PRESION CERCA DEL IMPACTO
$#      sid      solver
      1MECH
$#      k1      k2      k3      k4      k5      k6      k7      k8
      79457 79458 79557 79558 79587 79588 79767 79768
*SET_SOLID_TITLE
PRESION LEJOS DEL IMPACTO
$#      sid      solver
      2MECH
$#      k1      k2      k3      k4      k5      k6      k7      k8
      79103 79104 79133 79134 79263 79264 79273 79274

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$
SEGMENT SET CARDS
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*SET_SEGMENT_TITLE
INTERIOR PARED ENTRADA
$#      sid      dal      da2      da3      da4      solver
      1 0.000 0.000 0.000 0.000MECH
$#      nl      n2      n3      n4      a1      a2      a3      a4
      176002 176003 194643 194642 0.000 0.000 0.000 0.000
*SET_SEGMENT_TITLE
INTERIOR PARED SALIDA
$#      sid      dal      da2      da3      da4      solver

```


\$#	2	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
	n1	n2	n3	n4	a1	a2	a3	a4	
542	860	801	288	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	
*SET_SEGMENT_TITLE									
INTERIOR PARED LATERAL									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
3	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	n1	n2	n3	n4	a1	a2	a3	a4	
422839	422842	422841	422840	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	
*SET_SEGMENT_TITLE									
INTERIOR VENTANA PMMA									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
4	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	n1	n2	n3	n4	a1	a2	a3	a4	
7790	7794	7795	7791	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	
\$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8 \$									
\$-----1-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8 \$									
*SET_NODE_LIST_TITLE									
SIMETRIA XY TANQUE									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
1	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
2	4	6	8	10	12	14	16		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
SIMETRIA XZ TANQUE									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
2	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
1	32	34	36	38	40	42	44		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
SIMETRIA XY PROYECTIL									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
3	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
353564	353571	353578	353585	353613	353620	353627	353634		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
SIMETRIA XZ PROYECTIL									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
4	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
353564	353565	353566	353567	353613	353614	353615	353616		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
SIMETRIA XY FLUIDOS									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
5	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
8009	8010	8013	8014	8017	8018	8021	8022		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
SIMETRIA XZ FLUIDOS									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
6	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
8129	8130	8133	8134	8137	8138	8141	8142		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
PLACA 1-PARED LATERAL									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
7	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
41417	41418	41573	41576	41613	41417	41637	41640		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
PLACA 2-PARED LATERAL									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
8	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
69263	69264	69287	69288	69366	69503	69504	69575		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
DEFORMACION PARED ENTRADA									
\$#	sid	dal	da2	da3	da4	solver			
11	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	MECH			
\$#	nid1	nid2	nid3	nid4	nid5	nid6	nid7	nid8	
181857	184377	176140	179000	195797	179280	201139	176658		
*SET_NODE_LIST_TITLE									
DEFORMACION PARED SALIDA									

```

$#      sid      da1      da2      da3      da4      solver
      12      0.000      0.000      0.000      0.000MECH
$#      nid1      nid2      nid3      nid4      nid5      nid6      nid7      nid8
      2544      2548      2556      2564      2572      2584      3744      3872
*SET_NODE_LIST_TITLE
DEFORMATION PARED LATERAL
$#      sid      da1      da2      da3      da4      solver
      13      0.000      0.000      0.000      0.000MECH
$#      nid1      nid2      nid3      nid4      nid5      nid6      nid7      nid8
      446957      430617      430618      419217      435797      439797      428838      428797

$---+-----1---+-----2---+-----3---+-----4---+-----5---+-----6---+-----7---+-----8
$
$---+-----1---+-----2---+-----3---+-----4---+-----5---+-----6---+-----7---+-----8
*SET_PART_LIST_TITLE
FLUIDOS
$#      sid      da1      da2      da3      da4      solver
      2      0.000      0.000      0.000      0.000MECH
$#      pid1      pid2      pid3      pid4      pid5      pid6      pid7      pid8
      1      2      3      0      0      0      0      0

$---+-----1---+-----2---+-----3---+-----4---+-----5---+-----6---+-----7---+-----8
$
$---+-----1---+-----2---+-----3---+-----4---+-----5---+-----6---+-----7---+-----8
*BOUNDARY_SPC_SET_ID
$#      id
      1SIMETRIA XY TANQUE
$#      nsid      cid      dofx      dofy      dofz      dofrx      dofry      dofrz
      1      0      0      0      1      1      1      0
*BOUNDARY_SPC_SET_ID
$#      id
      2SIMETRIA XZ TANQUE
$#      nsid      cid      dofx      dofy      dofz      dofrx      dofry      dofrz
      2      0      0      1      0      1      0      1
*BOUNDARY_SPC_SET_ID
$#      id
      3SIMETRIA XY PROYECTIL
$#      nsid      cid      dofx      dofy      dofz      dofrx      dofry      dofrz
      3      0      0      0      1      1      1      0
*BOUNDARY_SPC_SET_ID
$#      id
      4SIMETRIA XZ PROYECTIL
$#      nsid      cid      dofx      dofy      dofz      dofrx      dofry      dofrz
      4      0      0      1      0      1      0      1
*BOUNDARY_SPC_SET_ID
$#      id
      5SIMETRIA XY FLUIDOS
$#      nsid      cid      dofx      dofy      dofz      dofrx      dofry      dofrz
      5      0      0      0      1      1      1      0
*BOUNDARY_SPC_SET_ID
$#      id
      6SIMETRIA XZ FLUIDOS
$#      nsid      cid      dofx      dofy      dofz      dofrx      dofry      dofrz
      6      0      0      1      0      1      0      1

$---+-----1---+-----2---+-----3---+-----4---+-----5---+-----6---+-----7---+-----8
$
$---+-----1---+-----2---+-----3---+-----4---+-----5---+-----6---+-----7---+-----8
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$#      coupid
      1PROYECTIL-FLUIDOS
$#      slave      master      sstyp      mstyp      nquad      ctype      direc      mcoup
      4      2      1      0      5      4      2      1
$#      start      end      pfac      fric      frcmin      norm      normtyp      damp
      0.0001.0000E+10      0.100000      0.000      0.500000      0      0      0.000
$#      cq      hmin      hmax      ileak      pleak      lcidpor      nvent      blockage
      0.000      0.000      0.000      0      0.100000      0      0      0
$#      iboxid      ipenck      intforc      ialesof      lagmul      pfacmm      thkf
      0      0      0      0      0.000      0      0.000
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$#      coupid
      2PARED ENTRADA-FLUIDOS
$#      slave      master      sstyp      mstyp      nquad      ctype      direc      mcoup
      1      2      2      0      5      5      1      0
$#      start      end      pfac      fric      frcmin      norm      normtyp      damp
      0.0001.0000E+10      0.100000      0.000      0.500000      0      0      0.000

```

```

$#      cq      hmin      hmax      ileak      pleak      lcidpor      nvent      blockage
      0.000      0.000      0.000      0      0.100000      0      0      0
$# iboxid      ipenchk      intforc      ialesof      lagmul      pfacmm      thkf
      0      0      0      0      0.000      0      0.000
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$# coupid title
      3PARED SALIDA-FLUIDOS
$#      slave      master      sstyp      mstyp      nquad      ctype      direc      mcoup
      2      2      2      0      5      5      1      0
$#      start      end      pfac      fric      frcmin      norm      normtyp      damp
      0.0001.0000E+10      0.100000      0.000      0.500000      0      0      0.000
$#      cq      hmin      hmax      ileak      pleak      lcidpor      nvent      blockage
      0.000      0.000      0.000      0      0.100000      0      0      0
$# iboxid      ipenchk      intforc      ialesof      lagmul      pfacmm      thkf
      0      0      0      0      0.000      0      0.000
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$# coupid title
      4PARED LATERAL-FLUIDOS
$#      slave      master      sstyp      mstyp      nquad      ctype      direc      mcoup
      3      2      2      0      5      5      1      0
$#      start      end      pfac      fric      frcmin      norm      normtyp      damp
      0.0001.0000E+10      0.100000      0.000      0.500000      0      0      0.000
$#      cq      hmin      hmax      ileak      pleak      lcidpor      nvent      blockage
      0.000      0.000      0.000      0      0.100000      0      0      0
$# iboxid      ipenchk      intforc      ialesof      lagmul      pfacmm      thkf
      0      0      0      0      0.000      0      0.000
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$# coupid title
      5VENTANA PMMA-FLUIDOS
$#      slave      master      sstyp      mstyp      nquad      ctype      direc      mcoup
      4      2      2      0      5      4      2      0
$#      start      end      pfac      fric      frcmin      norm      normtyp      damp
      0.0001.0000E+10      0.100000      0.000      0.500000      0      0      0.000
$#      cq      hmin      hmax      ileak      pleak      lcidpor      nvent      blockage
      0.000      0.000      0.000      0      0.100000      0      0      0
$# iboxid      ipenchk      intforc      ialesof      lagmul      pfacmm      thkf
      0      0      0      0      0.000      0      0.000
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$# coupid title
      6PLACA 1-FLUIDOS
$#      slave      master      sstyp      mstyp      nquad      ctype      direc      mcoup
      9      2      1      0      5      5      1      0
$#      start      end      pfac      fric      frcmin      norm      normtyp      damp
      0.0001.0000E+10      0.100000      0.000      0.500000      0      0      0.000
$#      cq      hmin      hmax      ileak      pleak      lcidpor      nvent      blockage
      0.000      0.000      0.000      0      0.100000      0      0      0
$# iboxid      ipenchk      intforc      ialesof      lagmul      pfacmm      thkf
      0      0      0      0      0.000      0      0.000
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$# coupid title
      7PLACA 2-FLUIDOS
$#      slave      master      sstyp      mstyp      nquad      ctype      direc      mcoup
      10      2      1      0      5      5      1      0
$#      start      end      pfac      fric      frcmin      norm      normtyp      damp
      0.0001.0000E+10      0.100000      0.000      0.500000      0      0      0.000
$#      cq      hmin      hmax      ileak      pleak      lcidpor      nvent      blockage
      0.000      0.000      0.000      0      0.100000      0      0      0
$# iboxid      ipenchk      intforc      ialesof      lagmul      pfacmm      thkf
      0      0      0      0      0.000      0      0.000

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$              INITIAL VELOCITY CARDS              $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8

*INITIAL_VELOCITY_GENERATION
$#nsid/pid      styp      omega      vx      vy      vz      ivatn      icid
      4      2      0.000-900.00000      0.000      0.000      0.000      0      0
$#      xc      yc      zc      nx      ny      nz      phase      irigid
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0      0

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8

```

\$ CONTACT CARDS \$

\$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8

*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_ID

\$#	cid	title						
1PROYECTIL-PARED ENTRADA								
\$#	ssid	msid	sstyp	mstyp	sboxid	mboxid	spr	mpr
	5	4	3	3	0	0	0	0
\$#	fs	fd	dc	vc	vdc	penchk	bt	dt
	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0	0.0001.0000E+20	
\$#	sfs	sfm	sst	mst	sfst	sfmt	fsf	vsf
	1.000000	1.000000	0.000	0.000	1.000000	1.000000	1.000000	1.000000
\$#	soft	sofscl	lcidab	maxpar	sbopt	depth	bsort	frcfrq
	2	0.100000	0	1.025000	0.000	2	5	1
\$#	penmax	thkopt	shlthk	snlog	isym	i2d3d	sldthk	sldstf
	0.000	0	0	0	0	0	0.000	0.000
*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_ID								
\$#	cid	title						
2PROYECTIL-PARED SALIDA								
\$#	ssid	msid	sstyp	mstyp	sboxid	mboxid	spr	mpr
	6	4	3	3	0	0	0	0
\$#	fs	fd	dc	vc	vdc	penchk	bt	dt
	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0	0.0001.0000E+20	
\$#	sfs	sfm	sst	mst	sfst	sfmt	fsf	vsf
	1.000000	1.000000	0.000	0.000	1.000000	1.000000	1.000000	1.000000
\$#	soft	sofscl	lcidab	maxpar	sbopt	depth	bsort	frcfrq
	2	0.100000	0	1.025000	0.000	2	5	1
\$#	penmax	thkopt	shlthk	snlog	isym	i2d3d	sldthk	sldstf
	0.000	0	0	0	0	0	0.000	0.000
*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_ID								
\$#	cid	title						
3PROYECTIL-PLACA 1								
\$#	ssid	msid	sstyp	mstyp	sboxid	mboxid	spr	mpr
	9	4	3	3	0	0	0	0
\$#	fs	fd	dc	vc	vdc	penchk	bt	dt
	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0	0.0001.0000E+20	
\$#	sfs	sfm	sst	mst	sfst	sfmt	fsf	vsf
	1.000000	1.000000	0.000	0.000	1.000000	1.000000	1.000000	1.000000
\$#	soft	sofscl	lcidab	maxpar	sbopt	depth	bsort	frcfrq
	2	0.100000	0	1.025000	0.000	2	5	1
\$#	penmax	thkopt	shlthk	snlog	isym	i2d3d	sldthk	sldstf
	0.000	0	0	0	0	0	0.000	0.000
*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_ID								
\$#	cid	title						
4PROYECTIL-PLACA 2								
\$#	ssid	msid	sstyp	mstyp	sboxid	mboxid	spr	mpr
	10	4	3	3	0	0	0	0
\$#	fs	fd	dc	vc	vdc	penchk	bt	dt
	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0	0.0001.0000E+20	
\$#	sfs	sfm	sst	mst	sfst	sfmt	fsf	vsf
	1.000000	1.000000	0.000	0.000	1.000000	1.000000	1.000000	1.000000
\$#	soft	sofscl	lcidab	maxpar	sbopt	depth	bsort	frcfrq
	2	0.100000	0	1.025000	0.000	2	5	1
\$#	penmax	thkopt	shlthk	snlog	isym	i2d3d	sldthk	sldstf
	0.000	0	0	0	0	0	0.000	0.000
*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_ID								
\$#	cid	title						
11PLACA 1-PLACA 2								
\$#	ssid	msid	sstyp	mstyp	sboxid	mboxid	spr	mpr
	9	10	3	3	0	0	0	0
\$#	fs	fd	dc	vc	vdc	penchk	bt	dt
	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0	0.0001.0000E+20	
\$#	sfs	sfm	sst	mst	sfst	sfmt	fsf	vsf
	1.000000	1.000000	0.000	0.000	1.000000	1.000000	1.000000	1.000000
*CONTACT_TIED_NODES_TO_SURFACE_ID								
\$#	cid	title						
7PLACA 1-PARED LATERAL								
\$#	ssid	msid	sstyp	mstyp	sboxid	mboxid	spr	mpr
	7	7	4	3	0	0	0	0
\$#	fs	fd	dc	vc	vdc	penchk	bt	dt
	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0	0.0001.0000E+20	
\$#	sfs	sfm	sst	mst	sfst	sfmt	fsf	vsf
	1.000000	1.000000	0.000	0.000	1.000000	1.000000	1.000000	1.000000
*CONTACT_TIED_NODES_TO_SURFACE_ID								
\$#	cid	title						
8PLACA 2-PARED LATERAL								
\$#	ssid	msid	sstyp	mstyp	sboxid	mboxid	spr	mpr
	8	7	4	3	0	0	0	0

\$#	fs	fd	dc	vc	vdc	penchk	bt	dt
	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0	0.0001	0.000E+20

\$#	sfs	sfm	sst	mst	sfst	sfmt	fsf	vsf
	1.000000	1.000000	0.000	0.000	1.000000	1.000000	1.000000	1.000000


```

$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$                                     ALE CARDS                                     $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*ALE_MULTI-MATERIAL_GROUP
$#      sid      idtype      gpname
      1          1FLUIDOS
      2          1FLUIDOS
      3          1FLUIDOS
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$                                     NODE INFORMATION                                     $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*NODE
$#      nid          x          y          z          tc          rc
      1          0.000          0.000          20.000000          0          0
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$                                     ELEMENTS INFORMATION                                     $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$                                     SHELL ELEMENTS                                     $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*ELEMENT_SHELL
$#      eid      pid      n1      n2      n3      n4      n5      n6      n7      n8
      13951      9      41321      41322      41323      41324      0      0      0      0
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
$                                     SOLID ELEMENTS                                     $
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*ELEMENT_SOLID
$#      eid      pid      n1      n2      n3      n4      n5      n6      n7      n8
      1396      6      1      3      61      60      1569      1570      1571      1572
$---+---1---+---2---+---3---+---4---+---5---+---6---+---7---+---8
*END

```